

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

SUBDIRECTOR DE ESTUDIOS DE POSGRADO



BANCO DE PRUEBAS PARA CARACTERIZACIÓN  
DE SISTEMAS DE PROPULSIÓN EN  
MINI-VEHÍCULOS AÉREOS

POR

JOSÉ ROBERTO COVARRUBIAS FABELA

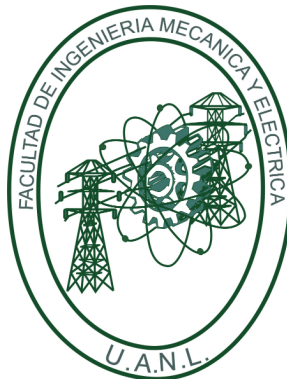
COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE  
MAESTRÍA EN CIENCIAS DE LA INGENIERÍA AERONÁUTICA  
CON ORIENTACIÓN EN DINÁMICA DE VUELO

FEBRERO 2016

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

SUBDIRECTOR DE ESTUDIOS DE POSGRADO



BANCO DE PRUEBAS PARA CARACTERIZACIÓN  
DE SISTEMAS DE PROPULSIÓN EN  
MINI-VEHÍCULOS AÉREOS

POR

JOSÉ ROBERTO COVARRUBIAS FABELA

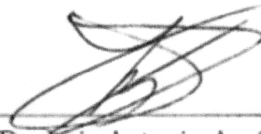
COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE  
MAESTRÍA EN CIENCIAS DE LA INGENIERÍA AERONÁUTICA  
CON ORIENTACIÓN EN DINÁMICA DE VUELO

FEBRERO 2016

**Universidad Autónoma de Nuevo León**  
**Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica**  
**Subdirección de Estudios de Posgrado**

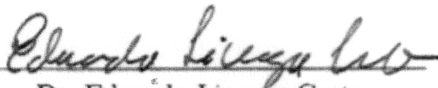
Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la Tesis «Banco de Pruebas para Caracterización de Sistemas de Propulsión en Mini-Vehículos Aéreos», realizada por el alumno José Roberto Covarrubias Fabela, con número de matrícula 1311777, sea aceptada para su defensa como requisito parcial para obtener el grado de Maestría en Ciencias de la Ingeniería Aeronáutica con orientación en Dinámica de Vuelo.

El Comité de Tesis



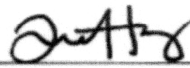
Dr. Luis Antonio Amézquita Brooks

Asesor



Dr. Eduardo Liceaga Castro

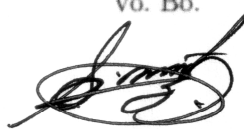
Revisor



M.C. Diana Hernández Alcántara

Revisor

Vo. Bo.



Dr. Simón Martínez Martínez

Subdirector de Estudios de Posgrado

San Nicolás de los Garza, Nuevo León, febrero 2016

*Dedicado a mi esposa*

*Sarahí.*

*Familia y Amigos.*



# ÍNDICE GENERAL

---

<b>Agradecimientos</b>	<b>xv</b>
<b>Resumen</b>	<b>xvi</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Estado del Arte . . . . .	1
1.1.1. Breve Historia de los UAV's . . . . .	1
1.1.2. Sistemas de Propulsión . . . . .	5
1.1.3. Hardware in the Loop . . . . .	8
1.1.4. Antecedentes . . . . .	9
1.2. Planteamiento del Problema . . . . .	11
1.3. Objetivos de la Investigación . . . . .	11
1.3.1. Objetivos Generales . . . . .	11
1.3.2. Objetivos Específicos . . . . .	12
1.4. Justificación . . . . .	12
1.5. Hipótesis . . . . .	13

1.6. Limites de Estudio . . . . .	14
1.7. Metodología . . . . .	14
<b>2. Plataforma Experimental</b>	<b>16</b>
2.1. Banco de Pruebas . . . . .	17
2.1.1. Diseño Mecánico . . . . .	17
2.1.2. Adquisición y Procesamiento de Datos . . . . .	20
2.2. Caracterización de los Modos de Vibración . . . . .	46
<b>3. Caracterización del Sistema de Propulsión de un Quad-rotor</b>	<b>48</b>
3.1. Quad-Rotor . . . . .	49
3.2. Modelo Tradicional de Propulsion . . . . .	52
3.3. Caracterización de los modos de Vibración de la Plataforma debidos al Sistema Propulsión . . . . .	55
3.4. Caracterización del Modelo de Propulsión . . . . .	58
3.4.1. Mínimos Cuadrados . . . . .	59
3.4.2. Resultados de la Caracterización . . . . .	61
<b>4. Simulación Hardware in the Loop</b>	<b>80</b>
4.1. Simulación HIL de un Quad-Rotor . . . . .	81
4.1.1. Modelo Teórico Dinámico de un Quad-Rotor . . . . .	81
4.1.2. Modelo para Hardware in the Loop . . . . .	84
4.1.3. Implementación HIL . . . . .	86

---

4.2. Resultados . . . . .	91
<b>5. Conclusiones</b>	<b>98</b>
5.1. Trabajo Futuro . . . . .	99
<b>A. Apéndices</b>	<b>100</b>
A.1. Configuraciones de Pines dSpace® . . . . .	100
A.2. Configuraciones de Pines ATI® . . . . .	101
A.3. Programaciones Matlab® . . . . .	104
A.4. CADs de Banco de Pruebas . . . . .	114

# ÍNDICE DE FIGURAS

---

1.1. Primer UAV . . . . .	2
1.2. Tipo de desarrollo de UAVs en los años de 1960-1970 . . . . .	3
1.3. UAV en uso Militar . . . . .	3
1.4. UAV en uso Civil(Helios) . . . . .	4
1.5. UAV en uso Civil(Altus) . . . . .	4
1.6. UAV en uso Civil(Proteus) . . . . .	5
1.7. UAV de Ala Fija . . . . .	7
1.8. UAV de Ala Rotativa . . . . .	7
1.9. UAV tipo Dirigible . . . . .	7
1.10. UAV de Ala Batiente . . . . .	7
1.11. UAV de acuerdo a su Tamaño . . . . .	8
1.12. Representacion HIL . . . . .	8
1.13. Patrón de Activación para un quad-rotor tradicional . . . . .	10
2.1. Colocación del Sensor. . . . .	17
2.2. Vectores de Fuerza y Torque del Sensor. . . . .	19

2.3. Modelo 3D Banco de Pruebas. . . . .	19
2.4. Modelo 3D, Sistemas de Sujeción. . . . .	20
2.5. Diagrama Funcional Sistema de Adquisición. . . . .	21
2.6. Periféricos Tarjeta DS1104 . . . . .	27
2.7. Bus de Conexiones CP1104 . . . . .	28
2.8. Interfaz Control Desk® . . . . .	31
2.9. Diagrama Eléctrico Equivalente del Transductor. . . . .	34
2.10. Respuesta del Filtro Muxbox. . . . .	35
2.11. Sistema de Medición de Fuerzas y Momentos ATI® . . . . .	36
2.12. Hardware DS1104 R&D . . . . .	37
2.13. Arquitectura de la Tarjeta DS1104 R&D . . . . .	37
2.14. Datos Tecnicos Tarjeta DS1104 R&D . . . . .	39
2.15. Tarjeta de Interconexión Analógica ATI® $\longrightarrow$ dSpace®DS1104, cotas en mm . . . . .	40
2.16. Tarjeta de Interconexión de Entradas y Salidas Discretas ATI® $\longleftrightarrow$ dSpace®, DS1104 cotas en mm. . . . .	41
2.17. Interfaz para Caracterización de Sistemas de Propulsión . . . . .	43
2.18. Interfaz para Análisis y Vuelo Virtual . . . . .	43
2.19. Tarjeta de Lectura o Escritura de PWM. Entre Vehículo y dSpace®DS1104	45
2.20. Algoritmo de Implementación de Software y Hardware . . . . .	45

2.21. Frecuencia acumulativa contenida en la respuesta al impulso para el eje $z$ del banco de pruebas con el Sistema de propulsión apagado. . .	47
2.22. Frecuencia acumulativa contenida en la respuesta al impulso para el eje $x(a)$ y $y(b)$ del banco de pruebas con el Sistema de propulsión apagado. . . . .	47
3.1. HJ280X Quad-rotor . . . . .	49
3.2. Principio de Funcionamiento del Quad-rotor.(a)Principio de Movimiento en Alabeo, (b)Principio de Movimiento en Cabeceo,(c)Dirección de las Rotaciones de los Motores,(d)Principio de Movimiento en Guiñada . .	51
3.3. Configuración de Sistemas de Coordenadas(vista Superior Quad-rotor)	52
3.4. Configuración de Hélices del Quad-rotor . . . . .	53
3.5. Contenido de frecuencias bajas acumulativas para una serie de experimentos a velocidad constante. . . . .	56
3.6. Contenido de frecuencia acumulativa a frecuencias medias.(A-baja velocidad, E-alta velocidad) . . . . .	56
3.7. Contenido de frecuencia acumulativa a frecuencias altas. (A-baja velocidad, E alta velocidad) . . . . .	57
3.8. Maniobra de Empuje: Fuerza medida y simulada. . . . .	63
3.9. Maniobra de Empuje: Momentos medidos y simulados. . . . .	63
3.10. Maniobra de Empuje: Indices de Modulación PWM(c). . . . .	64
3.11. Maniobra de Cabeceo: Fuerza medida y simulada . . . . .	65
3.12. Maniobra de Cabeceo: Momentos medidos y simulados . . . . .	65
3.13. Maniobra de Cabeceo: Indices de Modulación . . . . .	66

3.14. Maniobra de Alabeo: Fuerza medida y simulada. . . . .	66
3.15. Maniobra de Alabeo: Momentos medidos y simulados. . . . .	67
3.16. Maniobra de Alabeo: Indices de Modulación PWM. . . . .	67
3.17. Maniobra de Guiñada: Fuerza medida y simulada. . . . .	68
3.18. Maniobra de Guiñada: Momentos medidos y simulados. . . . .	69
3.19. Maniobra de Guiñada: Indices de Modulación PWM. . . . .	69
3.20. Maniobra de Cabeceo $0^\circ$ , $4m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados(b) y Indices de Modulación PWM(c). . . . .	72
3.21. Maniobra de Cabeceo $0^\circ$ , $8m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados(b) y Indices de Modulación PWM(c). . . . .	72
3.22. Maniobra de Cabeceo $10^\circ$ , $4m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados(b) y Indices de Modulación PWM(c). . . . .	73
3.23. Maniobra de Cabeceo $10^\circ$ , $8m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados(b) y Indices de Modulación PWM(c). . . . .	74
3.24. Maniobra de Cabeceo $20^\circ$ , $4m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados(b) y Indices de Modulación PWM(c). . . . .	74
3.25. Maniobra de Cabeceo $20^\circ$ , $8m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados(b) y Indices de Modulación PWM(c). . . . .	75
3.26. Maniobra de Levantamiento Comparación de Escenarios: Fuerza medida y simulada . . . . .	75
3.27. Variación de Parámetro $k_f$ . . . . .	76
3.28. Variación de Parámetro $k_t$ . . . . .	77
3.29. Variación de Parámetro $k_m$ . . . . .	77

3.30. Arrastre $F_x$ . . . . .	78
3.31. Arrastre $F_z$ . . . . .	78
3.32. Maniobra Empuje con distintas combinaciones Lineales . . . . .	79
4.1. Marcos de referencia Quad-rotor . . . . .	83
4.2. Diagrama Simulink®Completo para HIL . . . . .	88
4.3. Maniobra de Empuje en Lazo Abierto Matriz de Propulsion Inversa . . . . .	89
4.4. Sub-Sistema Simulink®Núcleo del Vuelo Virtual . . . . .	89
4.5. Posición Lineal de Vehículo . . . . .	92
4.6. Fuerza real $F_{z_r}$ y Esfuerzo de Control $F_{z_c}$ . . . . .	92
4.7. Vuelo Virtual Maniobra Hover en condiciones de viento Posiciones Lineales . . . . .	94
4.8. Vuelo Virtual Maniobra Hover en condiciones de Viento Posiciones Angulares . . . . .	94
4.9. Posición en $z$ del Vehículo Quad-rotor . . . . .	95
4.10. Posiciones $x$ y $y$ del Vehículo Quad-rotor . . . . .	95
4.11. Orientación del Vehículo Quad-rotor . . . . .	96
4.12. Vuelo Virtual en Linea de un Quad-rotor . . . . .	96
A.1. Configuración de pines Entrada y Salida Digital dSpace®CP1104 . . . . .	100
A.2. Configuración de pines DSP PWM dSpace®CP1104 . . . . .	101
A.3. Configuración de pines Serial dSpace®CP1104 . . . . .	101



---

A.4. Configuración de Pines Entradas y Salidas Digitales ATI®F/T Controller	102
A.5. Configuración de Pines Salidas Análogas ATI®F/T Controller . . . .	103
A.6. Configuración de puerto Serial ATI®F/T Controller . . . . .	103
A.7. CAD Transductor ATI Mini 40®. . . . .	114
A.8. Muxbox ATI®Mini 40 . . . . .	115
A.9. F/T Controller ATI®Mini 40 . . . . .	116
A.10.CAD Sujeción Placa-Estructura. . . . .	117
A.11.CAD Base-Transductor. . . . .	118
A.12.CAD Base-Vehículo. . . . .	119
A.13.CAD Banco de Pruebas. . . . .	120
A.14.CAD Banco de Pruebas Vistas. . . . .	121

# ÍNDICE DE TABLAS

---

2.1. Propiedades Físicas Transductor ATI®Mini40 . . . . .	23
2.2. Conectores de Equipos . . . . .	25
2.3. Datos Técnicos F/T Controller . . . . .	26
2.4. Detalles técnicos Hardware DS1104 . . . . .	29
3.1. Datos Quad-rotor . . . . .	50
3.2. Parámetros Identificados . . . . .	62
3.3. Datos Túnel de Viento CIIIA . . . . .	70
3.4. Parámetros Identificados en Túnel . . . . .	70
4.1. Parámetros Modelo Dinámico Cuasi-lineal del Quad-rotor HJ280X . .	87

# AGRADECIMIENTOS

---

Me gustaría agradecer a mi comité de tesis, a mis profesores, a la facultad y a CONACyT por el apoyo ofrecido a lo largo de mi estadía en la Maestría. También me gustaría externar mi agradecimiento a mi asesor Dr. Luis Antonio Amezcua Brooks por el apoyo brindado a lo largo de mi estadía como estudiante de la maestría y a todos mis compañeros con los que tuve la oportunidad de intercambiar ideas las cuales fueron de mucha ayuda para el desarrollo de esta Tesis muy especialmente para el Ing. Carlos Santana el cual me apoyo en muchos aspectos del diseño mecánico de la plataforma.

# RESUMEN

---

José Roberto Covarrubias Fabela.

Candidato para obtener el grado de Maestría en Ciencias de la Ingeniería Aeronáutica  
con orientación en Dinámica de Vuelo.

Universidad Autónoma de Nuevo León.

Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica.

Título del estudio: BANCO DE PRUEBAS PARA CARACTERIZACIÓN DE SISTEMAS  
DE PROPULSIÓN EN MINI-VEHÍCULOS AÉREOS.

Número de páginas: 126.

OBJETIVOS Y MÉTODO DE ESTUDIO: El objetivo general de este trabajo consiste en desarrollar elementos experimentales para caracterizar, evaluar y comparar sistemas de propulsión para micro y pequeños UAV's.

CONTRIBUCIONES Y CONCLUSIONES: El proceso propuesto podrá ser utilizado para distintas configuraciones permitiendo una comparación experimental directa de diferentes esquemas de propulsión sin la necesidad de un vuelo real.

Firma del asesor: \_\_\_\_\_

Dr. Luis Antonio Amézquita Brooks

## CAPÍTULO 1

# INTRODUCCIÓN

---

## 1.1 ESTADO DEL ARTE

### 1.1.1 BREVE HISTORIA DE LOS UAV'S

#### 1.1.1.1 QUE ES UN UAV?

Antes de analizar la tecnología UAV(uninhabited or unmanned aerial vehicle) es necesario proveer conceptos, clasificaciones y aplicaciones acerca de estos sistemas.

Un vehículo no tripulado o UAV puede ser operado remotamente (ROA remotely operated aircraft) o piloteado remotamente (RPV remotely piloted vehicle)[31].

Por otro lado la AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) define al UAV como « Una aeronave que es diseñada o modificada, para no llevar un piloto humano y es operada mediante entradas generadas por un controlador de vuelo electrónico o por un sistema de control de gestión vuelo autónomo que no requiere la intervención de un controlador de vuelo».

### 1.1.1.2 HISTORIA

El primer UAV fue manufacturado en 1916 y se muestra en la Figura 1.1. En el se desarrollo un giróscopo para estabilizar el aeronave, con el fin de construir un auto-piloto. A esta aeronave la llamaron el «*Aviation Torpedo*» construida por Lawrence y Sperry y voló una un poco mas de 48 kilómetros, sin embargo debido a a la falta de madurez técnica en su uso practico, esta aeronave no se utilizó.



Figura 1.1: Primer UAV

El desarrollo de UAVs comenzó formalmente en el año de 1950, aprovechando la guerra fría o la guerra de Vietnam, con desarrollos e investigación a gran escala hasta 1970 en la Figura 1.2 se puede observar el UAV «*Firebee*» desarrollado en esta época.

Ya terminada la guerra fría, Estados Unidos e Israel comenzaron con desarrollo de UAVs mas pequeños y baratos. Estas aeronaves se utilizaban para llevar vídeo cámaras y trasmitían imágenes a el operador.

Los Estados Unidos pusieron esta tecnología en practica en a guerra del golfo en el año de 1991, una aeronave famosa de uso militar fue el «*Predator*»(Figura 1.3)



Figura 1.2: Tipo de desarrollo de UAVs en los años de 1960-1970



Figura 1.3: UAV en uso Militar

Por otra parte durante el mismo periodo que el Predator la NASA (National Aeronautics and Space Administration) estaba en el núcleo de UAVs de uso civil. Un proyecto de esta época fue el ERAST(Environmental Research Aircraft and Sensor Technology) se enfocaba al estudio de fenómenos ambientales. Este proyecto comenzó en el año de 1990 y represento un gran esfuerzo para los investigadores ya que la tecnología que se necesitaba para volar debía soportar altitudes de hasta 30,000 m, con una duración de vuelo prolongada. Los proyectos desarrollados en este proyecto podemos encontrar el Helios, Proteus, Altus, Pathfinder, etc. Figuras 1.4-1.6.



Figura 1.4: UAV en uso Civil(Helios)



Figura 1.5: UAV en uso Civil(Altus)





Figura 1.6: UAV en uso Civil(Proteus)

### 1.1.2 SISTEMAS DE PROPULSIÓN

Una de las áreas de aplicación más novedosas y con mayor grado de desarrollo teórico y práctico dentro de los sistemas aeronáuticos son los sistemas de propulsión con configuraciones no estándares, estas configuraciones normalmente se dividen de acuerdo a la configuración de sus propulsores(Figuras 1.7-1.10) como:

- Ala Fija: Es la configuración del avión convencional y requiere de una pista para despegar y aterrizar. Las principales características de esta configuración es que cuenta con periodos largos de vuelo y alta velocidad crucero.
- Ala Rotativa: Esta configuración tiene capacidad de aterrizar y despegar de manera vertical, con la gran ventaja de que puede permanecer en el aire en determinada posición (Hover). Existen distintas configuraciones dentro de esta como la de rotor principal con rotor de cola (Helicóptero convencional), rotor coaxial, rotores en tandem, multi-rotores etc.
- Dirigibles: Son más ligeros que el aire y gran resistencia, vuelan a velocidades bajas y por lo general son de gran tamaño.

- Ala Batiente: Sus alas son inspiradas en sistemas biológicos como aves o insectos
- Híbrido o Convertible: Esta configuración puede despegar verticalmente o mediante una pista ya que estos vehículos cuentan con características de ala fija y rotativa, dependiendo de como posicionen sus rotores o sus cuerpos.

O de acuerdo a su resistencia y tamaño (Figura 1.11):

- HALE(High Altitude Long Endurance): Altitud de hasta 65,000ft, Tiempo de Vuelo 35h y una Carga util de 1,900lb.
- MALE(Medium Altitude Long Endurance):Altitud de hasta 27,000ft,Tiempo de Vuelo de 30-40h y una carga util de 450lb.
- UAV Tácticos:Altitud 15,000ft,Tiempo de Vuelo 5-6h y una Carga util de 55lb.
- Small and Mini UAV:Altitud 3000ft, Tiempo de Vuelo 50 min y una Carga Util de 4-5lb .Este tipo de aeronaves son de mas reciente estudio y generalmente son portátiles, un ejemplo de ellas es el «Raven»(Figura 1.11).
- MAV(Micro Aerial Vehicle):Altitud 500-2000 ft, tiempo de Vuelo de 30-80 min y carga útil 1-3 lb con dimensiones menores a 15 cm. Este tipo de aplicaciones ganan frecuentemente la atención de los investigadores en aplicaciones de alta maniobrabilidad y desempeño.

En este sentido, siempre ha existido interés en desarrollar sistemas innovadores. Recientemente, ha surgido interés por desarrollar sistemas de ala rotatoria con configuraciones diferentes a los helicópteros tradicionales, como los vehículos multi-rotor, con características de ala rotativa o combinaciones de ala fija y rotativa (Híbridos).

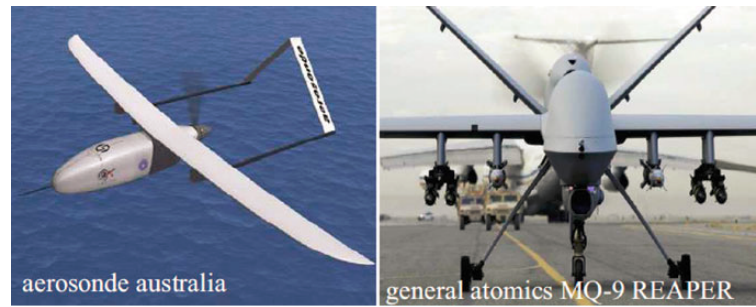


Figura 1.7: UAV de Ala Fija



Figura 1.8: UAV de Ala Rotativa



Figura 1.9: UAV tipo Dirigible

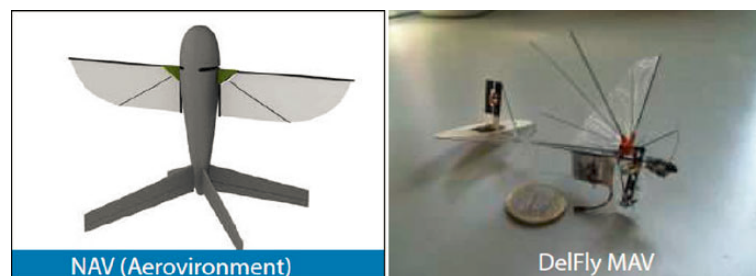


Figura 1.10: UAV de Ala Batiente



Figura 1.11: UAV de acuerdo a su Tamaño

### 1.1.3 HARDWARE IN THE LOOP

El proceso Hardware-In-the-Loop(HIL) existe desde hace no mas de 15 o 20 años y tiene sus raíces en la industria de la aviación[8], ya que esta técnica de simulación tiene la capacidad de desarrollar y comprobar modelos complejos. Gracias a esta técnica la parte física de nuestro sistema es remplazada por la simulación de un modelo matemático, el cual describe de manera cualitativa la dinámica de nuestro sistema real(Figura. 1.12).

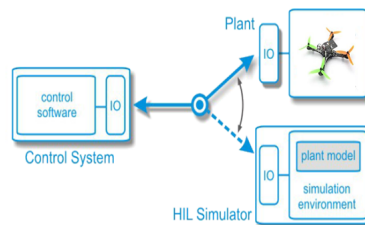


Figura 1.12: Representacion HIL

Esto nos brinda la oportunidad de correr distintas pruebas lo largo del diseño de nuestro sistema sin el riesgo de dañar o destruir el Sistema Real[20].

La técnica HIL se vuelve cada vez mas importante ya que cumple con el alta demanda de complejidad, confiabilidad y tiempo de desarrollo de un sistema. El desarrollo de sistemas con base en modelos ofrece ventajas como, análisis temprano, verificación y el desarrollo de mejores modelos.

#### 1.1.4 ANTECEDENTES

En años recientes se han venido presentado diversos diseños innovadores de sistemas de propulsión para diversas aplicaciones específicas, no obstante, se observa un déficit en estudios comparativos y de caracterización de estos sistemas de propulsión. En particular, las interacciones aerodinámicas de los elementos de propulsión más complejos como los multi-rotores de tipo rotativo no han sido caracterizados del todo en túneles de viento.

En este contexto, el presente proyecto propone el diseño e implementación de un banco de pruebas orientado a la caracterización y comparación de los elementos de propulsión encontrados en los diseños de UAV's más recientes.

Estos vehículos aéreos no tripulados han tomado la atención en diferentes aplicaciones civiles y militares. Distintas configuraciones multirotor han sido utilizadas de manera exitosa. Quad-rotors y tri-rotors son algunas de las configuraciones más comunes [15, 4, 25]. Sin embargo, existen muchas otras configuraciones. Por ejemplo, en [39, 10, 32] distintas configuraciones de tri-rotors son estudiadas, mientras que en [36] se presenta un vehículo mono-rotor.

Adicionalmente, existen distintas configuraciones alternativas de sistemas de propulsión que también podrían ser utilizadas, como el vehículo cyclo-copter presentado en [3]. Toda esta variedad en las configuraciones de los sistemas de propulsión nos

lleva a la necesidad de herramientas apropiadas para análisis y pruebas.

Por otra parte los algoritmos de navegación y estabilidad son cruciales para asegurar la confiabilidad y seguridad del vehículo, ya que estos algoritmos están muy asociados con la configuración del sistema de propulsión. Por ejemplo, la configuración tradicional de un quad-rotor utiliza la conocida estrategia mostrada en la (Fig.1.13) para la activación de sus cuatro rotores aquí una flecha mas larga indica un incremento en la velocidad de la hélice. Es decir, con el fin de inducir el momento deseado (primeros 2 casos) o elevación (tercer caso), las 4 hélices se activan con un patrón específico. Por otra parte, nuevas configuraciones requieren distintas estrategias [9] con el fin de obtener un comportamiento confiable y un mejor desempeño del vehículo.

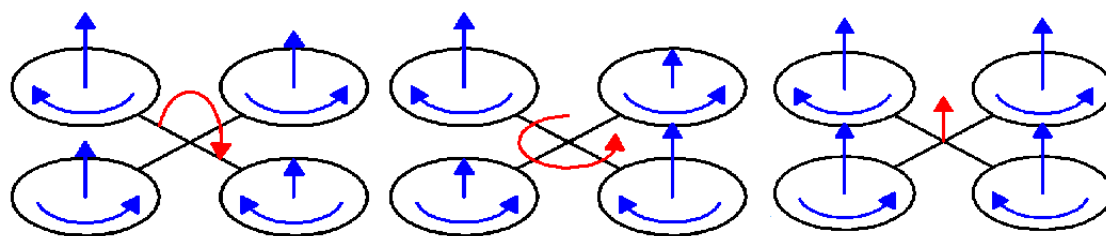


Figura 1.13: Patrón de Activación para un quad-rotor tradicional

No obstante, un procedimiento efectivo de diseño requiere el uso de modelos matemáticos adecuados y herramientas de diseño que nos permitan acceso a la dinámica del vehículo antes de cualquier vuelo real. Esto permitirá reducir costos, mano de obra y experimentos riesgosos. El sistema de propulsión en los vehículos multirrotor es uno de los componentes más complejos debido a los distintos factores involucrados, como la aerodinámica, balance mecánico y geometría del vehículo. No obstante, en estos sistemas es comúnmente utilizada una aproximación de un modelo estático simple y simétrico por lo que se pueden estar dejando a un lado características dinámicas importantes. Además, el procedimiento de caracterización experimental para determinar los parámetros del modelo simplificado normalmente no es reportado. Si bien esta práctica puede ser justificada, es decir, se pueden omitir las dinámicas adicionales, debe usarse un método de validación experimental

adecuado[27].

A través de esta experimentación se pueden encontrar aspectos que no son normalmente tomados en cuenta en un modelo tradicional.

Aunque el procedimiento propuesto puede ser utilizado con diferentes configuraciones de rotores, en esta tesis solo se analizará el de un quad-rotor tradicional con el fin de comprobar el funcionamiento del banco de pruebas.

## 1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Debido a los distintos tipos de propulsión y configuraciones de UAV's, es necesario desarrollar sistemas de modelado y caracterización estandarizados para este tipo de vehículos con el propósito de poder determinar las capacidades de cada configuración y establecer sus posibles aplicaciones. Actualmente no existen muchos estudios comparativos enfocados a determinar si alguna configuración en particular es la más conveniente para determinada aplicación. Es decir, que generalmente se proponen sistemas novedosos de propulsión sin tener en claro las ventajas que pueden llegar a tener [39, 15, 4, 25, 10, 16, 12, 38, 7, 34, 2, 23, 13, 36, 32, 3, 35]

## 1.3 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN

### 1.3.1 OBJETIVOS GENERALES

El objetivo general del proyecto consiste en desarrollar un banco de pruebas para elementos de propulsión con el fin de continuar con las investigaciones dentro de las áreas comprendidas como: dinámica de vuelo, control, sistemas de propulsión y UAVs.

### 1.3.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

En lo particular se espera generar nuevo conocimiento en los siguientes rubros:

- Caracterizar el sistema de propulsion tradicional bajo distintos escenarios con el fin de validar el modelo de propulsion.
- Desarrollar un banco de pruebas con las siguientes características:
  - (a) Que permita probar diversos sistemas de propulsión en un túnel de viento instrumentado.
  - (b) Que permita simular la dinámica de vuelo del prototipo con técnicas de HIL.
  - (c) Que permita medir las principales variables de interés de los fenómenos presentes en efectos aerodinámicos resultantes de la interacción de los elementos de propulsión con el flujo de aire del túnel.
  - (d) Que permita evaluaciones experimentales de sistemas de aviónica para control de dinámica de vuelo utilizando técnicas HIL.

## 1.4 JUSTIFICACIÓN

Como se vio anteriormente, el problema del surgimiento de diversas formas de propulsión no convencional y sus combinaciones da origen a la necesidad de contar con elementos teóricos y técnicos para lograr la apropiada caracterización y comparación. En este sentido se pretende construir un banco de pruebas que combine la capacidad de caracterizar y comparar sistemas no convencionales de propulsión con la capacidad de realizar mediciones en túneles de viento. En particular la inclusión de túneles de viento con altas prestaciones de técnicas de simulación HIL avanzadas y



de elementos de medición de muy alta precisión constituyen características sobresalientes del banco de pruebas propuesto.

En ingeniería difícilmente un controlador se diseña sin ayuda de una simulación, por lo que un proceso típico es desarrollar el modelo de la planta (UAV) y simularlo en una computadora. Gracias a técnicas como el lazo HIL podemos comprobar el funcionamiento del controlador así como del modelo que representa a la planta para mejorar su diseño. Esto nos permitirá estandarizar dichos modelos para lograr un mejor funcionamiento de la planta y el controlador. El diseño de este lazo nos permitirá acceder fácilmente a la información generada por la planta y obtener un punto de vista teórico práctico más firme de la misma, ya que al tener el control y actuando sobre una planta real podemos asegurar que el funcionamiento será el adecuado bajo distintas circunstancias.

## 1.5 HIPÓTESIS

Se ha observado que actualmente los sistemas de propulsión innovadores son un aspecto de interés en la comunidad científica internacional. *La hipótesis consiste en que el desarrollo de un banco de pruebas como el que se propone en este proyecto, así como los elementos teóricos relacionados, permitirán:*

- *Identificar el sistemas de propulsión de un Quad-rotor convencional bajo distintas condiciones de operación.*
- *Caracterizar los efectos aerodinámicos presentes en el sistema de propulsion mediante túneles de viento.*
- *Lograr una mejor comprensión de los sistemas de propulsión.*

## 1.6 LÍMITES DE ESTUDIO

- Dado que esta tesis es parte de un proyecto colaborativo, los elementos mecánicos y estructurales del banco se desarrollarán en conjunto con otros estudiantes-investigadores. El enfoque principal de esta tesis es el desarrollo e implementación de los elementos de medición, de simulación y de control.
- Las mediciones dinámicas se pueden utilizar para generar modelos muy completos de las interacciones aerodinámicas, sin embargo, en esta tesis estas variables sólo se analizarán cuantitativamente y a través de modelos simplificados.
- El objetivo principal para el diseño de los sistemas de control para el prototipo es mostrar la efectividad del banco de pruebas y no el de operar bajo especificaciones adicionales.
- En principio, el banco se diseñará para funcionar con una gran variedad de prototipos y de configuraciones. En esta tesis se probará un prototipo con una configuración estándar.

## 1.7 METODOLOGÍA

Una vez que se haya dimensionado el banco y se hayan definido las variables más relevantes a medir, se procederá con un proceso de diseño aeronáutico-mecatrónico. Este proceso de diseño integrará los elementos aeronáuticos, mecánicos y de medición necesarios para cumplir con las especificaciones establecidas en las etapas anteriores.

A lo largo del diseño se tendrá como requerimiento la inclusión de elementos de simulación del tipo “Hardware in the loop” (HIL) mediante interfaces digitales compatibles con Matlab y/o Labview. Esto ayudará a extender de manera importante las prestaciones del banco de pruebas. En general las características generales del banco serán:

- 
- Medición de fuerzas y momentos en los tres ejes cartesianos. Estas mediciones son fundamentales para la caracterización de las fuerzas aerodinámicas.
  - Medición de características del flujo de aire y temperatura promedio.
  - Tarjeta de adquisición de datos de tiempo real. Una tarjeta de adquisición de datos capaz de operar en tiempo real permitirá implementar técnicas de simulación HIL.
  - Acoplamiento semi-universal para elementos de propulsión.

## CAPÍTULO 2

# PLATAFORMA EXPERIMENTAL

---

Los atributos de esta plataforma están basados en una integración funcional y espacial de los distintos elementos mecánicos, eléctricos así como de procesamiento de información. Estos elementos forman sistemas y sub-sistemas que deben ser correctamente analizados con el fin de cumplir con los requerimientos necesarios para la aplicación. Por lo que para el diseño de la plataforma se utilizaron distintas herramientas de modelado, métodos de análisis de señales y distintos métodos para realizar un análisis del comportamiento de los sistemas dentro de la plataforma.

Este punto es de vital importancia ya que servirá como enlace entre la teoría y la práctica. Para lograr esto, primero se establecerán experimentos básicos para los componentes clave que conforman a los sistemas. Por ejemplo, marcos de referencia para comprobar modelos de propulsores rotativos. Las variables medidas deberán contener información dinámica y estática suficiente para caracterizar los fenómenos en cuestión. En este capítulo se validará el funcionamiento de la plataforma a través de bibliografía e investigación teórica-práctica. El producto de este capítulo será en dos vías, por un lado, un conjunto de experimentos que permitirán caracterizar experimentalmente la plataforma y por otro, se deberá generar conocimiento sobre las variables más relevantes a medir en el banco de pruebas experimental.

Finalmente, una vez validadas y caracterizadas las capacidades de medición del

banco con esquemas estándar así como los métodos de vinculación de las mediciones con los modelos matemáticos, se comenzará a solucionar problemas de caracterización y comparación de sistemas de propulsión.

## 2.1 BANCO DE PRUEBAS

### 2.1.1 DISEÑO MECÁNICO

En décadas pasadas han emergido distintas tecnologías de manufactura para piezas y prototipos. Utilizando este tipo de tecnologías puedes reducir el tiempo de manufactura de una pieza virtualmente compleja a solo unas horas en lugar de días, semanas o meses.

Estas tecnologías son frecuentemente conocidas como técnicas CAD (Computer Aided Desing) y CAM (Computer Aided Manufacturing) estas técnicas son de gran ayuda para el modelado y construcción 3D de una pieza o un ensamble completo. Estas técnicas fueron utilizadas ampliamente para el diseño mecánico de los elementos mecánicos del Banco de Pruebas. A continuación se realiza una descripción de estos elementos mecánicos que son de vital importancia para el desarrollo del Banco de Pruebas diseñados mediante Solidworks®.

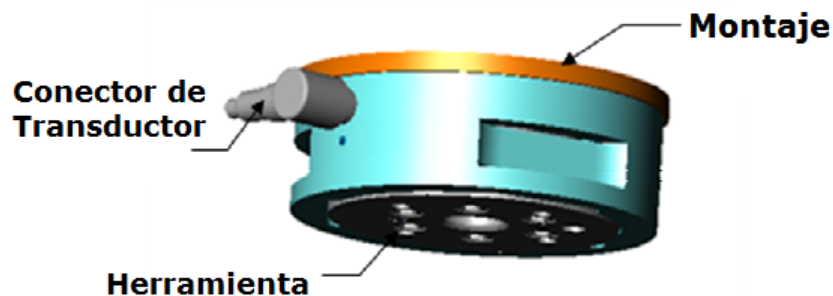


Figura 2.1: Colocación del Sensor.

- Plataforma

El diseño de el banco pruebas consta de una base hecha en perfil de aluminio ranurado. Este tipo de perfil es de gran ayuda ya que con la ayuda de herramientas simples como llaves o desarmadores podemos construir rapidamente nuestro modelo 3D generado si la necesidad de soldar, pulir o pintar el material. Para la construcción de la base se tomaron restricciones como el peso y la facilidad de traslado para pruebas fuera de el laboratorio y la capacidad de poder rotar su eje principal en donde irá montado el sensor para la medición de fuerzas y momentos en el vehículo. En la Figura 2.3 se muestra el modelo 3D de la plataforma.

- Sujeción de Transductor-Banco de Pruebas y Transductor-Vehículo .

Gracias a que el transductor cuenta con un plataforma de montaje instalada de fabrica, se procedió a diseñar el plato de sujeción del banco de pruebas al transductor (Figura.2.4) de tal manera que correspondiera al patrón de ubicaciones de los sujetadores, tomando en cuenta la sujeción que existiría entre el vehículo y el transductor sujeto a la base, de tal manera que coincidan los ejes cartesianos del transductor(Figura 2.2) con los del vehículo y con esto obtener una referencia conocida para la medición de las fuerzas y momentos. En la Figura 2.1 se muestra el modo correcto de colocación de nuestro transductor. Las características principales de estas sujeciones son las siguientes:

- (a) Los Platos de Interfaz deben incluir los orificios de acuerdo a los patrones de ubicación mostrados en el Apéndice A.4. Estas orientaciones deben posicionar los ejes  $X$  y  $Y$  de nuestro transductor alineados a los ejes  $X$  y  $Y$  de nuestro vehículo.
- (b) El grosor de los platos de interfaz debe ser lo suficientemente grande para proveer suficiente rosca a los tornillos sujetadores.
- (c) Los tornillos sujetadores no deben ser demasiado largos. Estos no deben de sobre pasar el plato interfaz, de lo contrario podría haber interferencia en la electrónica del transductor.

- (d) Los platos interfaz deben proveer rigidez a la sujeción del transductor sin distorsionar el rango de medición máximo del sensor.
- (e) Los platos interfaz deben ser diseñados de tal manera que exista una superficie plana y paralela a la superficie de montaje del transductor.

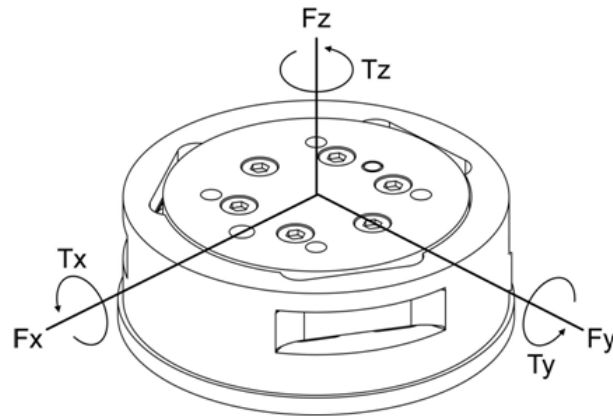


Figura 2.2: Vectores de Fuerza y Torque del Sensor.

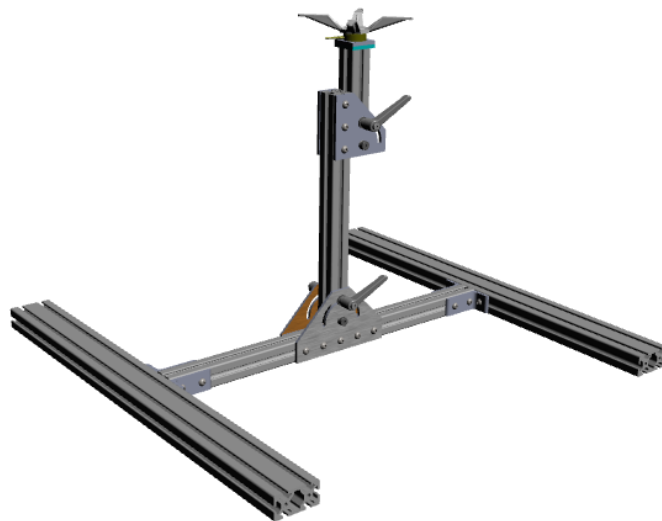


Figura 2.3: Modelo 3D Banco de Pruebas.

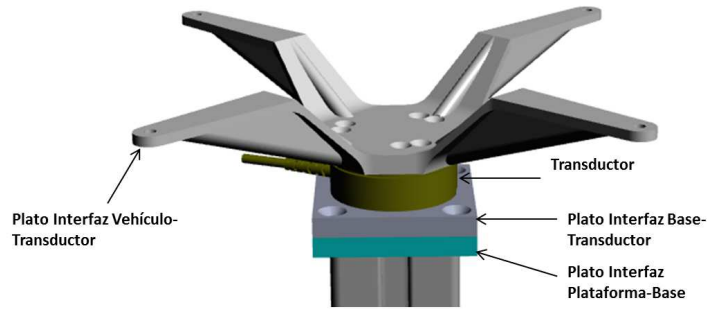


Figura 2.4: Modelo 3D, Sistemas de Sujeción.

*CADs 2D. ver el Apéndice A.4*

### 2.1.2 ADQUISICIÓN Y PROCESAMIENTO DE DATOS

El proceso de Adquisición de Datos es aquel por el cual se toman fenómenos físicos del mundo real y son transformados en señales eléctricas que son convertidas a su vez a señales digitales para su procesamiento, análisis y almacenamiento en una computadora.

En su gran mayoría de aplicaciones, los sistemas de adquisición de datos «DAQ» (Data Acquisition), no son solamente diseñados para adquirir señales, si no también para actuar con bases a esas señales. Para actuar con base a una señal es necesario un procesamiento de ella con el fin de generar una señal que el actuador de el sistema puedan comprender y con esto realizar la acción requerida[11, 17].

Los elementos básicos necesarios para un sistema de adquisición de datos se muestra en el diagrama de la Figura 2.5 y son los siguientes:

- Sensores y Transductores
- Acondicionamiento de Señales
- Hardware de Adquisición
- Software de Adquisición



- PC(con algún sistema operativo)

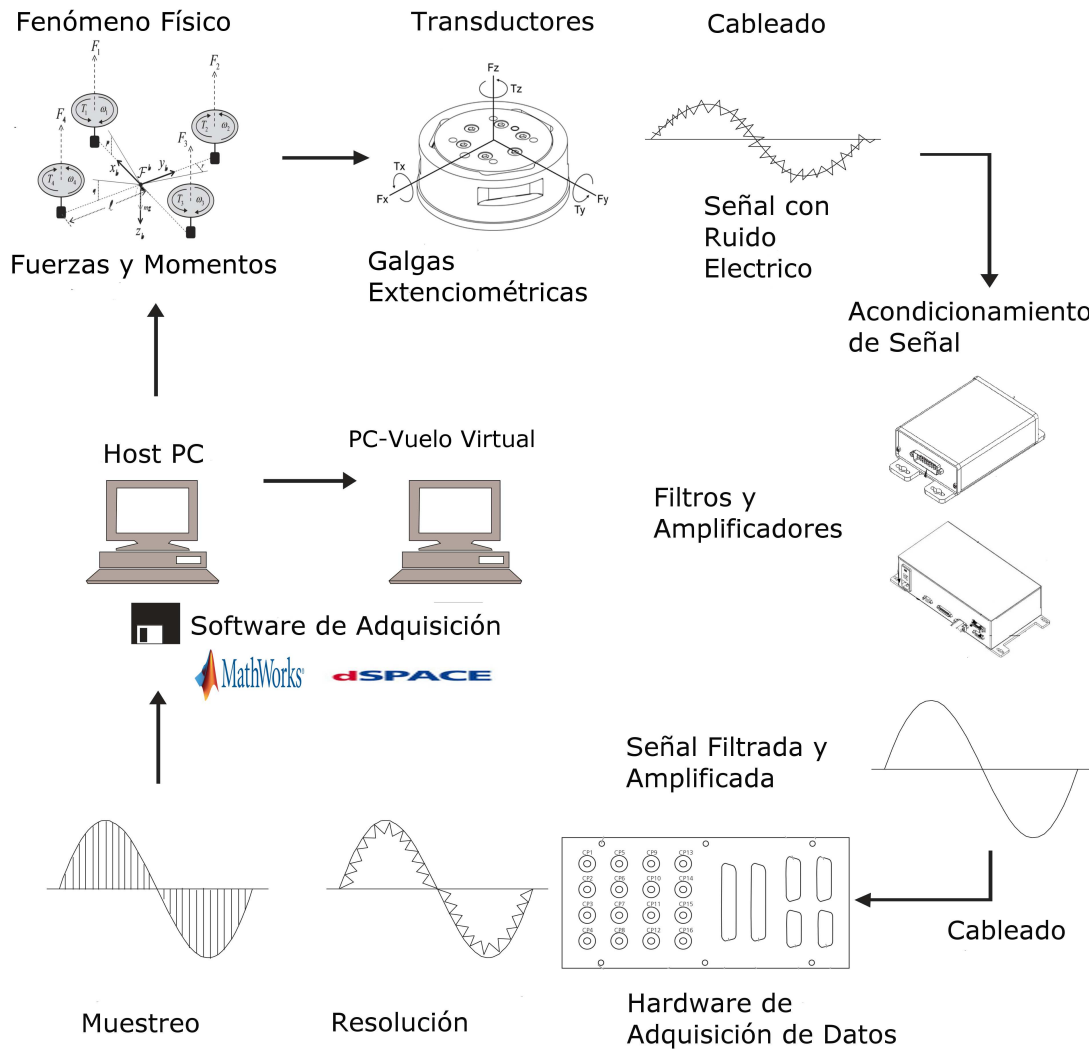


Figura 2.5: Diagrama Funcional Sistema de Adquisición.

Cada elemento de este diagrama funcional(Figura 2.5) es de vital importancia para una colección y medición precisa de los datos de un proceso o fenómeno físico a ser monitoreado. Con el fin de hacer énfasis en esto en los siguientes puntos se verá por separado cada una de estas etapas y como se ve relacionada con el sistema de adquisición utilizado en nuestro banco.

- Sensores y Transductores.

Los transductores proveen la interfaz entre el mundo real . En cada caso las señales eléctricas son proporcionales a una cantidad física medida de acuerdo con una relación dada. El transductor de el sistema ATI®Mini40 con cable libre de esfuerzos cuanta con las características necesarias para otorgarnos una señal eléctrica equivalente a una fuerzas y Momentos para cada eje  $[XYZ]$ . Los transductores de la familia ATI®cuentan con una estructura monolítica compacta y robusta. Estos están diseñados en base a galgas extensiométricas de silicio las cuales proveen una salida de mayor amplitud lo que requiere menos amplificación de señal y al requerir una menor amplificación de señal también existe una menor amplificación del ruido inherente en este tipo de transductores.

La fuerza aplicada al transductor flexiona tres pequeñas vigas localizadas simétricamente, sujetas a galgas extensiométricas de material semiconductor los cuales son considerados como resistores sensibles a la deformación. Dada la aplicación es necesario un transductor que proporcione una señal fiel al fenómeno físico que esta provocando la excitación en el traductor. En la tabla 2.1 se muestran las propiedades físicas de el transductor.

Tabla 2.1: Propiedades Físicas Transductor ATI®Mini40

Sobre Carga en un Eje	
Fxy	810N
Fz	2400N
Txy	19Nm
Tz	20Nm
Rigidez	
Fuerzas Eje X & Eje Y(kx,ky)	$1.1 \times 10^7 N/m$
Fuerza Eje Z (kz)	$2.0 \times 10^7 N/m$
Torque Eje X & Eje Y(ktx,kty)	$2.8 \times 10^3 Nm/rad$
Torque Eje Z(kyz)	$4.0 \times 10^3 Nm/rad$
Frecuencia de Resonancia	
Fx,Fy,Tz	3200Hz
Fz,Tx,Ty	4900Hz
Especificaciones Físicas	
Peso	.0499kg
Diámetro	40mm
Altura	12mm

- Cableado.

El cableado representa la conexión física entre el transductor y el sistema de acondicionamiento de señal o al hardware de adquisición de datos. Debido a que el cableado representa algunas veces gran parte del sistema, esto hace que el cableado sea susceptible a ruido externo, especialmente en ambientes industriales por lo que una conexión a tierra adecuada así como el uso cable blindado para dispositivos y/o comunicacion son de gran importancia en la reducción de este ruido. Para el banco de pruebas que se desarrollara no existen grandes distancias por lo que teniendo un correcto sistema de tierra sera suficiente para el desarrollo del banco. Los tipos de cable utilizados para las conexiones fueron del tipo multi conductor de 12, 15 y 9 vías de calibre 22 AWG blindado con malla de cobre para las interfaces digitales y se utilizó cable coaxial blindado en malla de cobre para las interfaces analógicas. Los tipos de conectores se pueden ver en la tabla 2.2 para las distintas interfaces digitales y analógicas del sistema con sus respectivas funciones.

- Acondicionamiento de Señal.

Las señales eléctricas producidas por el transductor generalmente deben ser transformadas a una señal eléctrica que el hardware de adquisición DS1104 pueda utilizar . Las principales tareas de el sistema de acondicionamiento son las siguientes.

- Filtrado

El uso de filtros es muchas de la veces necesario debido a la naturaleza de las señales ofrecidas por los sensores y transductores utilizados, (termopares, galgas extensiométricas). Estas señales generalmente están en el orden de Mili Volts lo que las hace propensas al ruido, ya que este puede ser de la misma magnitud de la señal o incluso mayor. La etapa de filtrado de el banco es proporcionada por el sistema Muxbox perteneciente al sistema ATI®, el cual

Tabla 2.2: Conectores de Equipos

Conexión	Función
Sub-D 15 Macho	Conexión entre Mux Box y Sistema F/T ControllerATI
Conector Circular 15Pin	Conexión entre El transductor y el Muxbox(Mini40)
Sub-D 26 Hembra	Salidas Analógicas de Sistema F/T Controller
Sub-D 25 Macho	Entradas y Salidas Discretas Sistema F/T Controller
Coaxial Hembra	Entradas y Salidas Analógicas Hardware DS1104
Coaxial Macho	Interconexión de Hardware DS1104 a Tarjeta de Interconexión Analógica
Sub-D 37 Macho	Entradas y Salidas Discretas DS1104
Sub-D 37 Hembra	Entradas y Salidas DSP DS104
Servo Extensiones Hembra	Para Interconexión con Tarjeta de Lazo y Hardware DS1104(Modo Lectura)
Servo Extensiones Macho	Para Interconexión con Tarjeta de Lazo y Hardware DS1104(Modo Escritura)
Sub-D 9 Hembra	Conexión Serial F/T Controller
Sub-D 9 Macho	UART RS232 dSpace

es el encargado de filtrar la señal este sistema cuenta con una frecuencia de corte de  $235Hz$  lo cual es mas que suficiente ya que proporciona un buen ancho de banda para propósito de análisis de vehículos aéreos.

#### -Amplificación

Una vez que se filtró la señal de entrada de el transductor, esta debe ser amplificada para con esto incrementar la resolución. El sistema ATI®F/T Controller cuenta con una etapa de acondicionamiento en la cual se amplifica y se linealiza la señal en cuestión para tener una señal lineal al fenómeno en cuestión.

#### -Aislamiento

El equipo de acondicionamiento F/T Controller también puede proveer de aislamiento de las señales del transductor a la computadora, en caso de altos cambios de voltaje en el sistema a ser monitoreado o la presencia de cargas electro estáticas.

Tabla 2.3: Datos Técnicos F/T Controller

F/T Controller Características	
Tipo	Caja Independiente
Interfaz de Datos	RS-232
Entradas y Salidas Discretas	6 Entradas, 6 Salidas
Desempeño	Medio, $< 1200Hz$
Opciones	Salida Análoga
Fuente de Poder	115/220VAC
Software Drivers	Serial, Código DOS

#### -Excitación

El sistema F/T Controller de acondicionamiento provee a sus productos la excitación necesaria para su transductor ya que al ser galgas extensiométricas requiere de un voltaje y corriente externos para su excitación.

Las etapas se encuentran presentes en el sistema de senado ATI®F/T Controller Muxbox el cual se consideró para este desarrollo debido a sus altas

prestaciones y fidelidad de la señal generada. En la tabla 2.3 se pueden ver las prestaciones con las que cuenta el sistema.

Estas etapas se encuentran presentes en el sistema de senado ATI® el cual se describe de manera más amplia en la sección(2.1.2.1) dedicada a este sistema.

- Hardware de Adquisición.

El hardware de adquisición o control dSpace®DS1104(Figura 2.6) se puede definir como un componente que realiza la adquisición de datos y el control del sistema o proceso. Las funciones que realizara este sistema son las que se muestran a continuación.

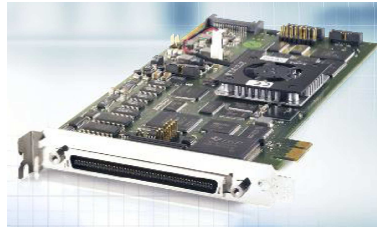


Figura 2.6: Periféricos Tarjeta DS1104

-El procesamiento o la conversión de una señal digital a un formato analógico mediante el uso de DACs (Digital to Analog Converter). Estas señales pueden ser utilizadas para al control o excitación de algún proceso nos permiten la realización del lazo HIL.

-La emisión de señales digitales de control. Las salidas y entradas discretas proveerán una comunicacion con el sistema ATI®, esto para saber el estado del sensor ya que en caso de que se llegue a generar alguna sobrecarga en el transductor, este de inmediato mostrará al operador que los datos generados por el sistema ATI® están comprometidos.

En la figura 2.7 se pueden observar el bus de conexiones en particular para el desarrollo del banco se utilizaron los puertos *CP1*, *CP2*, *CP3*, *CP5*, *CP6*,

*CP7* para entradas analógicas y los puertos *CP9-CP14* para salidas analógicas. Para las interfaces digitales se usaron los puertos *CP17, CP18, CP21*. Este bus de conexiones cuenta con un conector KEL de alta densidad (P1) de 100-pines el cual provee la conexión con la tarjeta DS1104 de manera que todos los periféricos disponibles en ella pueden ser usados. En la sección 2.1.2.3 se ve más a fondo el diseño de las interconexiones entre el sistema ATI®F/T Controller y el bus de conexiones dSpace®CP1104.

Este sistema provee al banco con altas prestaciones de hardware ya que que es capaz de adquirir y generar datos en tiempo real, lo que es de gran importancia al momento de realizar el lazo HIL. En la tabla 2.4 se pueden ver las características básicas del Hardware dSpace DS1104.

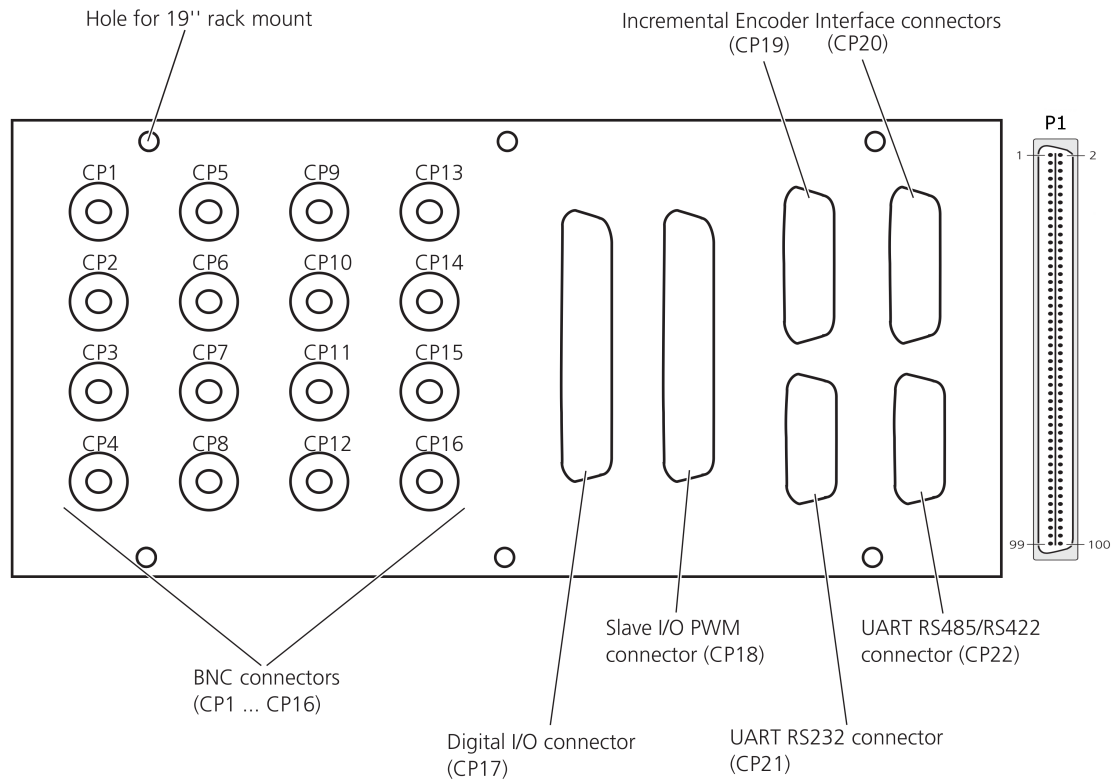


Figura 2.7: Bus de Conexiones CP1104

El sistema dSpace® se describe de manera mas amplia en la sección 2.1.2.2.



Tabla 2.4: Detalles técnicos Hardware DS1104

dSpace®DS1104 Hardware		
Parámetros		Especificaciones
Encoder Incremental	Canales	2 canales independientes
		Entada Programable (TTL o RS422)
	Contadores de Posición	Resolución 24-bit
		Máxima frecuencia de entrada. 1.65 MHz ,
		Reset de conteo via software
	Fuente de Alimentación	5 V/0.5 A
Interfaz Serial	Configuración	UART con FIFO
		UART impulsado por PLL
		Compatibilidad RS232/RS422/RS485
	Baud rate	Hasta 115.2 kBd (RS232)
		Hasta 1 MBd (RS422/RS485)
DSP Esclavo	Tipo	Texas Instruments TMS320F240 DSP
		Procesador 16-bit fixed-point
	Velocidad del Reloj	20 MHZ
	Memoria	Memoria de Código Externo 64Kx16
		Memoria de Código Externo 28Kx16
		Puerto Dual de memoria de comunicación 4Kx16
		Memoria Flash 32KB
		10 salidas PWM
		4 entradas de captura
		1 interfaz serial
	Voltaje de Entrada	Nivel TTL de entrada y salida
		Convertidor A/D Entradas: 0....5V
	Corriente de Salida	Max. +-13 mA
Interfaz PC-Host	PCI	PCIe

- Software de Adquisición.

El hardware DS1104 tiene la necesidad de un software ya que es esto lo que hace que el sistema se transforme en un sistema de adquisición completo para análisis y control del sistemas.

El software requerido para programar el hardware DS1104 es el sistema de dSpace®RTI&RTI-MP(Interfaz de tiempo real de multi procesos) en conjunto con los software de Mathworks® (Matlab®, Simulink®, Stateflow® y Real Time Workshop®), que son los encargados de compilar y escribir en los registros de la tarjeta DS1104 directamente. Esto representa una gran ventaja ya que estas plataformas permiten al usuario enfocarse más sobre la aplicación que desea realizar sin la preocupación de tener que generar código en algún otro lenguaje de programación para correr sus modelos en la tarjeta. Esto reduce los tiempos en los que se implementa el análisis del vehículo en el banco debido a que reduce los tiempos en los que se implementa el algoritmo, haciéndolo automático y además lo compila el programa y lo enlaza al hardware donde se llevara acabo el análisis. Ya que si se realizara de una manera mas tradicional involucraría diferentes equipos de Ingeniero: un equipo diseñaría el algoritmo una vez que obtiene las especificaciones requeridas, el equipo de software implementaría este algoritmo en un ambiente simulado para obtener los requerimientos de hardware, después se tendría que generar el hardware para que finalmente se implemente por un equipo de ingenieros en aplicación. Esto lleva a alargar la implementación y el análisis que se desea realizar.

Otra herramienta de software importante es de dSpace®es Control Desk® que es quien genera la interfaz de usuario donde este puede visualizar, guardar y analizar las variables importantes para el estudio de el vehículo. Esto se puede realizar con el equipo DS1104 en línea o con datos guardados que pueden ser analizados fuera de línea en la interfaz de Matlab®, o en el software que el usuario desee ya que los datos guardados pueden ser exportados a distintos

formatos comunes.

Esto brinda la oportunidad de observar y analizar el vehículo aéreo en Control Desk® y Mathworks® y ver como reacciona en distintos escenarios controlados que se pudieran llegar a dar en un vuelo real sin la necesidad de realizando uno.

La interfaz diseñada(Figura 2.8) puede adquirir datos para ser procesados fuera de línea o procesar datos que genera el vehículo para analizar y observar su comportamiento y así tener un mejor entendimiento de los fenómenos físicos que ocurren en el vehículo.

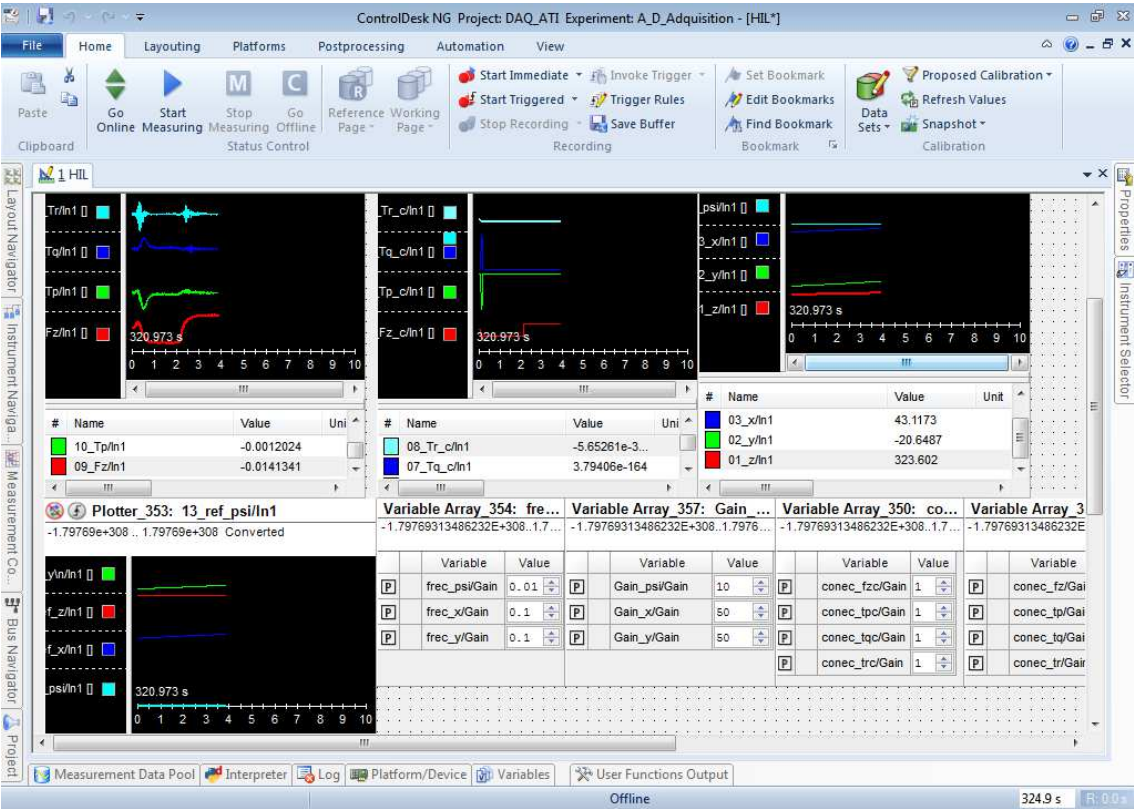


Figura 2.8: Interfaz Control Desk®

- PC Host

El computador utilizado en el sistema de adquisición de datos puede afectar la velocidad a la cual los datos son transmitidos de manera continua y precisa; también puede afectar el procesamiento y almacenamiento de estos datos para alguna aplicación en particular. Dependiendo de la aplicación, la velocidad del procesador, acceso al disco duro, capacidad de discos y los tipos de datos a ser transferidos podría verse comprometida la velocidad a la cual la computadora es capaz de enviar y recibir los datos adquiridos.

Gracias a que el sistema dSpace®DS1104 procesa la información en su mismo Hardware. El PC Host no representa una gran desventaja ya que la tarjeta DS1104 solo enviará datos procesados listos para ser visualizados o guardados por el usuario. Esto libera el procesador del PC Host y le permite enfocarse en otras actividades y no en procesar información de los fenómenos físicos ocurriendo en el vehículo.

El PC Host utilizado en este desarrollo es un PC Lanix®Titan HX-4250 el cual cuenta con una ranura PCI requerida para la conexión de la tarjeta DS1104(Tabla 2.4) y una capacidad de memoria RAM 8Gb con un sistema operativo Windows®7 Pro 32 bits. Ya que el PC no realiza procesos que necesiten grandes capacidades de cálculo este PC-Host es suficiente para obtener los datos del vuelo virtual.

Para poder visualizar una animación 3D del lazo HIL fue necesaria una segunda computadora esto debido al procesamiento de las imágenes ya que la PC-Host está actualizando la visualización del lazo HIL. Los datos fueron enviados por los puertos análogos de la dSpace® y visualizados utilizando el Aerospace Blockset de Simulink®.

### 2.1.2.1 SISTEMA ATI®

El sistema de sensado de ATI® de fuerza y troque en múltiples ejes nos permite medir los seis componentes de fuerza y troque de un proceso o sistema. Este sistema consiste en un transductor, cable de alta flexibilidad blindado, y un sistema de acondicionamiento con diferentes buses de salida de datos conocido como F/T Controller.

El transductor ATI®Mini 40 cuenta con una estructura monolítica compacta y robusta que convierte fuerza y troque en señales eléctricas. Las galgas extensiométricas con las que cuenta proveen alta inmunidad al ruido y permiten que tenga una alta protección en sobrecarga.

Este transductor reacciona a fuerzas y torques aplicados utilizando la Tercera Ley de Newton «Con toda acción ocurre siempre una reacción igual y contraria» esto quiere decir que la acción mutua entre dos cuerpos entre sí, siempre es igual y en sentidos contrarios. Las fuerzas y torques son tres vectores ortogonales, que se pueden expresar en 3 componentes ortogonales como se muestra en la figura 2.2.

La fuerza aplicada al transductor flexiona tres pequeñas vigas localizadas de manera simétrica de acuerdo con la Ley de Hook (Eq. 2.1). Estas pequeñas vigas están sujetas pequeñas galgas extensiométrica de material semiconductor las cuales son consideradas como resistores sensibles a la deformación

$$\sigma = E \cdot \varepsilon \quad (2.1)$$

Donde:

$\sigma$  = Esfuerzo aplicado a la viga (este esfuerzo es proporcional a la fuerza).

$E$  = Modulo de Elasticidad de la viga.

$\varepsilon$  = Deformación de la viga.

La resistencia de estas galgas extensiométrica cambia en función de la deformación aplicada, de acuerdo a la ecuación 2.2.

$$\Delta R = S_a \cdot R_o \cdot \varepsilon \quad (2.2)$$

Donde:

$\Delta R$  = Cambio de resistencia por deformación.

$S_a$  = Factor de deformación.

$R_o$  = Resistencia de la galga extensiométrica sin deformación.

$\varepsilon$  = Deformación aplicada a la galga extensiométrica.

Cada par de estas galgas extensiométrica deforman un medio-puente que mide una porción de la carga total del transductor, en la Figura 2.9 se puede ver su diagrama equivalente.

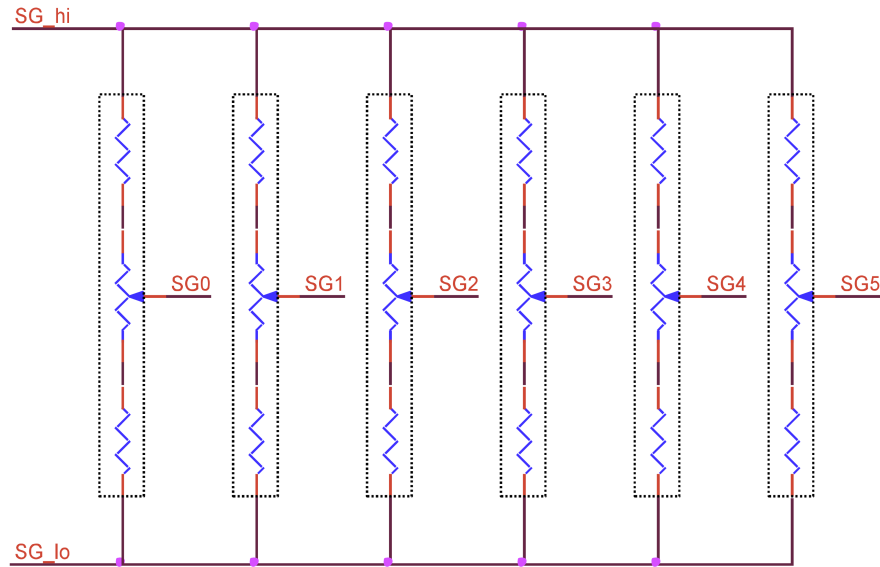


Figura 2.9: Diagrama Eléctrico Equivalente del Transductor.

El Cable del sistema que va del sensor al Muxbox es de alta flexibilidad y cuenta con un sistema de blindaje. Este cable conector proporciona un envío de datos de

manera confiable sin comprometer la calidad de la señal del transductor. Dentro del Muxbox se encuentra la primera etapa de acondicionamiento que consta de un filtro pasa baja con una frecuencia de corte de  $235\text{Hz}$  (Figura 2.10), esto debido a que esta etapa en transductores pequeños como el Mini 40 no existe el suficiente espacio para el circuito de la etapa de filtrado.

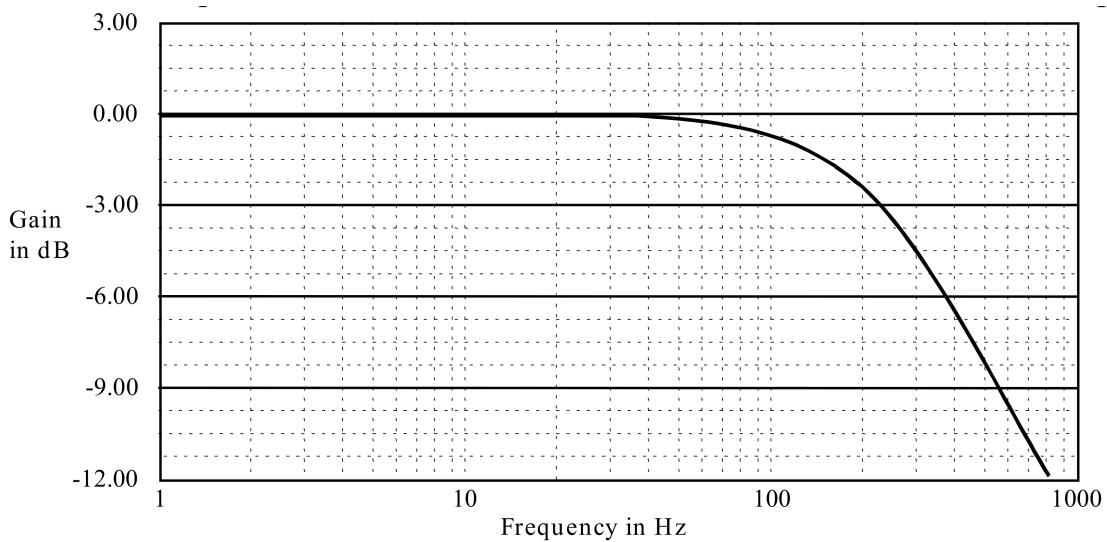


Figura 2.10: Respuesta del Filtro Muxbox.

Una vez que la señal fue filtrada pasa al dispositivo F/T Controller, una de las funciones principales de este dispositivo es convertir las señales eléctricas generadas por el Muxbox en las componentes cartesianas de fuerza y momento.

Este sistema cuenta con un DSP (Digital Signal Processor) para procesar las señales de la galga extensiométrica en tiempo real y convertirlas en las Fuerzas y Torques medidos.

El F/T Controller cuenta con un bus PC y entradas y salidas discretas. En la Tabla 2.3 se muestran las características del F/T Controller a grandes rasgos.

El sistema ATI® representa una gran ventaja para el banco de pruebas gracias a su interfaz de gran flexibilidad y confiabilidad en su diseño, tanto eléctrico como mecánico. En la figura 2.11 se puede ver el diagrama completo de interconexión de todo el sistema de medición.

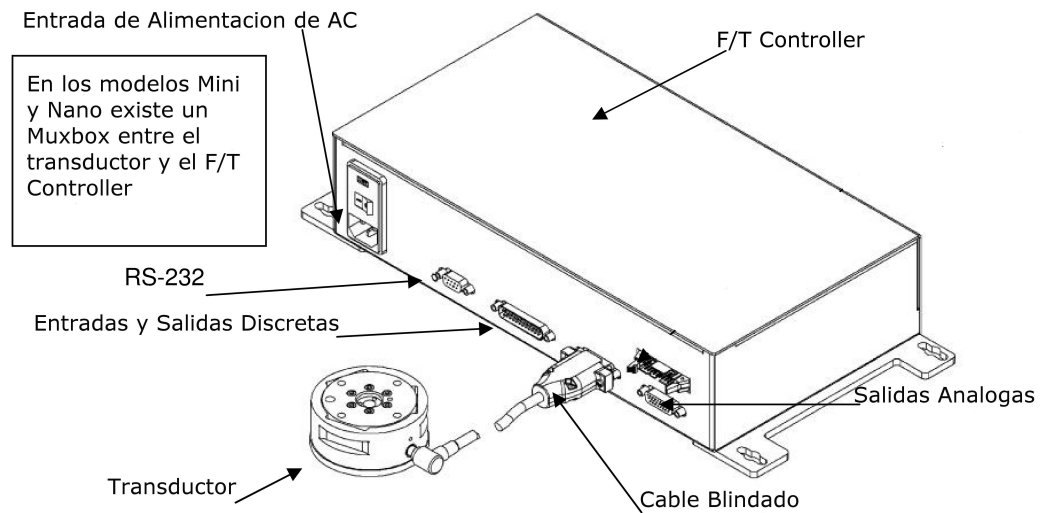


Figura 2.11: Sistema de Medición de Fuerzas y Momentos ATI®

*Para mas información acerca de el sistema de medición de fuerza y momento ver el Apéndice A.2*



### 2.1.2.2 HARDWARE DE ADQUISICIÓN Y CONTROL DSPACE®

El hardware de adquisición y control dSpace® forma parte esencial para el desarrollo del lazo HIL. El ambiente de desarrollo de la plataforma dSpace nos permite manejar sistemas de gran complejidad y reducir los tiempos de desarrollo de la aplicación, esto ultimo gracias a su compatibilidad con las herramientas de Mathworks® (Matlab®, Simulink®, Stateflow®). La inclusión de las herramientas de desarrollo de Mathworks® hace de dSpace® una tarjeta con altas prestaciones para desarrollo de sistemas en base a modelos.

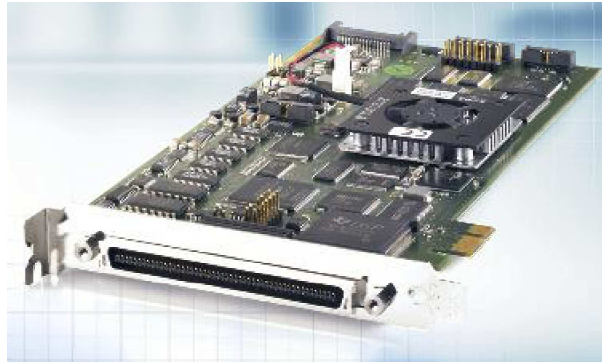


Figura 2.12: Hardware DS1104 R&D

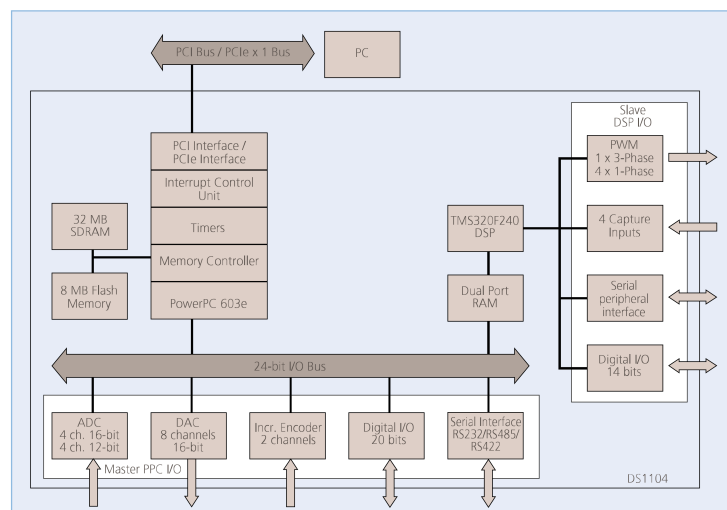


Figura 2.13: Arquitectura de la Tarjeta DS1104 R&D

En particular para el banco de pruebas utilizaremos la tarjeta dSpace DS1104R&D

(Research and Development.Figura 2.12) esta tarjeta ofrece beneficios clave a la PC Host ya que gracias a su interfaz PCI puede conectarse y comunicarse con ella fácilmente y le otorga capacidad de desarrollar sistemas en tiempo real gracias a su procesador embebido PowerPC, permitiendo al PC Host liberar su procesador y mejorar el desempeño de la aplicación requerida. La arquitectura de la tarjeta dSpace ®se puede observar en la figura 2.13.

Ademas el software dSpace®tiene enormes beneficios ya que en su interfaz ControlDesk® podemos unir las distintas funcionalidades de dSpace®. Proveyendo también el acceso a simulación de modelos y los distintos sistemas y sub-sistemas conectados, otorgándonos la capacidad de medir y controlar dichos sistemas.

Este conjunto entre ControlDesk® y Mathworks® cuenta con una interfaz RTI (Real-Time Interface), donde fácilmente se pueden comprobar modelos en la tarjeta DS1104R&D configurando puertos de entradas y salidas gráficamente desde Simulink® solo insertando bloques en el diagrama de Simulink® y generar código utilizando Real-Time Workshop®, listo para descargarlo a los registros de la tarjeta dSpace. Con esto se reduce el tiempo implementación del sistema a un mínimo posible.

Las características técnicas básicas del sistema dSpace se muestran en la figura 2.14.

Parameter		Specification	
Processor		<ul style="list-style-type: none"> <li>■ MPC8240 processor with PPC 603e core and on-chip peripherals</li> <li>■ 64-bit floating-point processor</li> <li>■ CPU clock: 250 MHz</li> <li>■ 2 x 16 KB cache, on-chip</li> </ul>	
		<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 32 MB SDRAM</li> <li>■ 8 MB</li> </ul>	
Timer	Global memory		
	Flash memory		
	4 general-purpose timers	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 32-bit down counter</li> <li>■ Reload by hardware</li> <li>■ 80-ns resolution</li> </ul>	
	1 sampling rate timer (decrementer)	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 32-bit down counter</li> <li>■ Reload by software</li> <li>■ 40-ns resolution</li> </ul>	
Interrupt controller	1 time base counter	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 64-bit up counter</li> <li>■ 40-ns resolution</li> </ul>	
		<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 5 timer interrupts</li> <li>■ 2 incremental encoder index line interrupts</li> <li>■ 1 UART interrupt</li> <li>■ 1 slave DSP interrupt</li> <li>■ 1 slave DSP PWM interrupt</li> <li>■ 5 A/D converter (end of conversion) interrupts</li> <li>■ 1 host interrupt</li> <li>■ 4 external interrupts (user interrupts)</li> </ul>	
A/D converter	Channels	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 4 multiplexed channels equipped with one sample &amp; hold A/D converter (1x16-bit)</li> <li>■ 4 parallel channels each equipped with one sample &amp; hold A/D converter (4x12-bit)</li> <li>■ Note: 5 A/D converter channels (1x16-bit and 4x12-bit) can be sampled simultaneously</li> </ul>	
	Resolution	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Multiplexed channels: 16 bit</li> <li>■ Parallel channels: 12 bit</li> </ul>	
	Input voltage range	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>\pm 10</math> V</li> </ul>	
	Conversion time	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Multiplexed channels: <math>2 \mu s^{(1)}</math></li> <li>■ Parallel channels: <math>800 ns^{(1)}</math></li> </ul>	
	Offset error	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>\pm 5 mV</math></li> </ul>	
	Gain error	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Multiplexed channels: <math>\pm 0.25\%</math></li> <li>■ Parallel channels: <math>\pm 0.5\%</math></li> </ul>	
	Offset drift	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>40 \mu V/K</math></li> </ul>	
	Gain drift	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>25 ppm/K</math></li> </ul>	
	Signal-to-noise ratio	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Multiplexed channels: <math>&gt; 80</math> dB</li> <li>■ Parallel channels: <math>&gt; 65</math> dB</li> </ul>	
D/A converter	Channels	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 8 channels</li> </ul>	
	Resolution	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 16-bit</li> </ul>	
	Output range	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>\pm 10</math> V</li> </ul>	
	Settling time	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Max. <math>10 \mu s</math> (full-scale, accuracy <math>1/2</math> LSB)</li> </ul>	
	Offset error	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>\pm 1 mV</math></li> </ul>	
	Gain error	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>\pm 0.1\%</math></li> </ul>	
	Offset drift	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>130 \mu V/K</math></li> </ul>	
	Gain drift	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>25 ppm/K</math></li> </ul>	
	Signal-to-noise ratio	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>&gt; 80</math> dB</li> </ul>	
Digital I/O	Channels	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 20-bit parallel I/O</li> <li>■ Single bit selectable for input or output</li> <li>■ TTL input/output levels</li> </ul>	
	Voltage range		
	$I_{OL, max}$	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ <math>\pm 5</math> mA</li> </ul>	
Parameter		Specification	
Digital incremental encoder interface	Channels	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 2 independent channels</li> <li>■ Selectable single-ended (TTL) or differential (RS422) input (software programmable for each channel)</li> </ul>	
	Position counters	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 24-bit resolution</li> <li>■ Max. 1.65 MHz input frequency, i.e., fourfold pulse count up to 6.6 MHz</li> <li>■ Counter reset or reload via software</li> </ul>	
	Sensor supply voltage	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 5 V/0.5 A</li> </ul>	
Serial interface	Configuration	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Single UART (universal asynchronous receiver and transmitter) with FIFO</li> <li>■ PLL-driven UART for accurate baud rate selection</li> <li>■ RS232/RS422/RS485 compatibility</li> </ul>	
	Baud rate	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Up to 115.2 kBd (RS232)</li> <li>■ Up to 1 MBd (RS422/RS485)</li> </ul>	
Slave DSP	Type	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Texas Instruments TMS320F240 DSP</li> <li>■ 16-bit fixed-point processor</li> </ul>	
	Clock rate	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 20 MHz</li> </ul>	
	Memory	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 64Kx16 external code memory</li> <li>■ 28Kx16 external data memory</li> <li>■ 4Kx16 dual-port memory for communication</li> <li>■ 32 KB flash memory</li> </ul>	
	I/O channels <sup>(1)</sup>	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 10 PWM outputs</li> <li>■ 4 capture inputs</li> <li>■ 1 serial peripheral interface</li> </ul>	
	Input voltage range	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ TTL input/output level</li> <li>■ A/D converter inputs: 0 ... 5 V</li> </ul>	
	Output current	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Max. <math>\pm 13</math> mA</li> </ul>	
Host interface (requires one PCI or one PCIe x 1 slot)	Physical size	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 185 x 107 mm (7.28 x 4.2 in)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 220 x 111 mm (8.66 x 4.3 in)</li> </ul>
	Ambient temperature	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 0 ... 55 °C (32 ... 131 °F)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 0 ... 55 °C (32 ... 131 °F)</li> </ul>
	Cooling	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Active cooling by fan</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ Active cooling by fan</li> </ul>
	Power consumption	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ 18.5 W</li> </ul>	Please inquire
	Power supply	<ul style="list-style-type: none"> <li>■ +5 V <math>\pm 5\%</math>, 2.5 A</li> <li>■ +12 V <math>\pm 5\%</math>, 0.3 A</li> <li>■ -12 V <math>\pm 5\%</math>, 0.2 A</li> </ul>	Please inquire

Figura 2.14: Datos Tecnicos Tarjeta DS1104 R&amp;D

### 2.1.2.3 IMPLEMENTACIÓN DE INTERFAZ

Para la implementación del banco una vez definidas las características mecánicas y eléctricas con las que debe contar, se procede a realizar el desarrollo mecatrónico aeronáutico para combinar los diferentes sub-sistemas y elementos teóricos a estudiar en el banco.

- Comunicacion dSpace® $\longleftrightarrow$  ATI®

Para comunicarnos y poder adquirir información del sistema ATI. Se diseñaron dos tarjetas, una que es la encargada de enviar la información de la celda en formato analógico al bus de conexiones del F/T Controller al bus de conexiones CP1104. Esta tarjeta(Figura 2.15) cuenta con una conexión Hembra Sub-D26 que obtiene las señales y las distribuye mediante conectores del tipo BNC hembra. Una vez realizada esta acción las señales son enviadas por medio de Cable Coaxial terminaciones Macho-Macho al bus de conexiones dSpace®CP1104 que se encarga de recibir las señales y pasarlas a un formato digital para ser interpretadas.

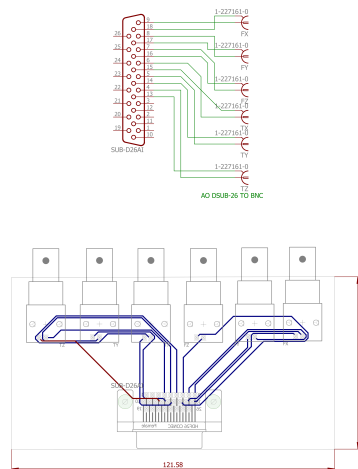


Figura 2.15: Tarjeta de Interconexión Analógica ATI® $\longrightarrow$  dSpace®DS1104, cotas en mm

La segunda tarjeta está encargada de la comunicacion de entradas y salidas discretas (Figura 2.16). Esta tarjeta se encarga de monitorear estas salidas para poder determinar si las mediciones son correctas mediante sus funciones de salud del sistema, los cuales envían una condición alta binaria para saber que las mediciones son adecuadas y el sistema no esta sobrecargado o saturado. También es posible definir rangos de mediciones importantes los cuales generan condiciones Altas o Bajas. Dependiendo estos rangos otra ventaja es la de realizar un ajuste de deriva mediante el hardware del sistema F/T Controller.

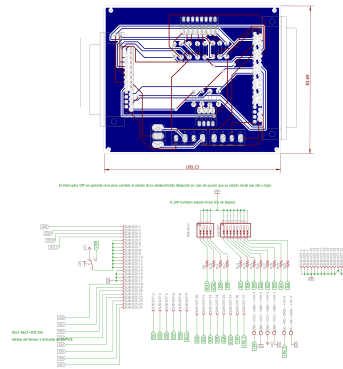


Figura 2.16: Tarjeta de Interconexión de Entradas y Salidas Discretas ATI®  $\longleftrightarrow$  dSpace®, DS1104 cotas en mm.

Para información acerca de los pines de conexión puede obtenerlos en los manuales del fabricante dSpace® y ATI®. Los diseños fueron generados utilizando el software Eagle® para diseño de PCB y manufacturados en laboratorios de la Universidad.

#### ■ Programación Mathworks® $\longrightarrow$ dSpace®DS1104

La programación de la tarjeta se realizo completamente en software de Mathworks® mediante el uso de las distintas interfaces(Matlab®, Simulink® y Stateflow®) de programación en conjunto con el paquete Real-Time Workshop®. Este paquete produce los códigos directamente de modelos Simulink® automáticamente.

El código que genera es un código optimizado y totalmente comentado en C por defecto y puede incluir características lineales, no lineales, continuas, discretas o modelos híbridos del vehículo que se desea analizar o caracterizar.

Este código logra la comunicación con los puertos del bus CP1104 gracias a la interfaz RTI(Real Time Interface) de dSpace® esto para poder especificar el hardware donde se desea correr el código para el análisis del vehículo por lo que dSpace® RTI provee los datos necesarios a Real Time Work Shop® para poder correr el código en un dispositivo de Hardware específico que en el caso del banco implementado sería la tarjeta DS1104. Utilizando estos dos software no se necesita mas que instalar el sistema de software de dSpace® y comenzar a realizar la programación necesaria para el análisis del vehículo, ya que dSpace provee archivos pre-configurados para ser utilizados con su hardware lo que simplifica en de macia el proceso de crear una aplicación que se va ejecutar en un microprocesador de dSpace® ya que para enlazar y descargar el código. Solo hace falta presionar el botón Build(crear) para descargar y enlazar el programa al Hardware de dSpace® indicado, para este caso se utilizo una tarjeta DS1104. En la Figura 2.20 se puede estructurar proceso de programación hasta el punto donde se descarga la programación a la tarjeta.

- Interfaz de Análisis dSpace®Control Desk®

Una vez realizada la programación de la Tarjeta DS1104 es necesario poder ver y analizar las señales generadas por el vehículo, para esto se utiliza la Interfaz Control Desk®. Aquí se pueden ver múltiples señales en una interfaz gráfica conveniente y también es posible interactuar con los distintos instrumentos para simular cambios de estado o guardar señales que se desean analizar fuera de línea. Esta es una herramienta muy útil para realizar un análisis del comportamiento del vehículo en el lazo HIL o de un sub-sistema dentro del vehículo. Para el banco se crearon dos interfaces en Control Desk® la Interfaz de Caracterización (Figura 2.17), que tiene como su función principal

guardar datos de fuerzas y momentos en los tres ejes cartesianos. Estas fuerzas y momentos se generan a partir de maniobras básicas del vuelo del vehículo mediante un control remoto convencional del tipo Fly Sky FS-T6 2:4GHz. En la Interfaz de Vuelo Virtual(Figura 2.18),en la cual no solo se adquieren datos del vehículo aéreo real si no que se generan las señales de control para los actuadores del vehículo. Ambas interfaces ofrecen las opciones comunes del software Control Desk® mencionadas anteriormente.

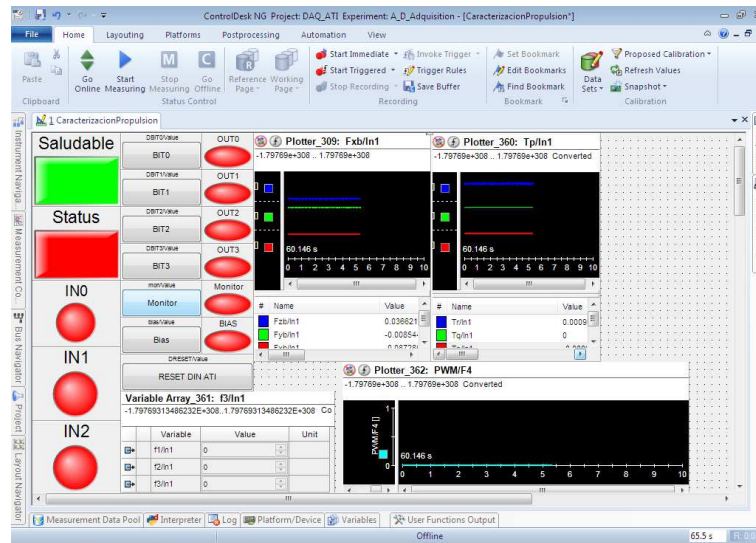


Figura 2.17: Interfaz para Caracterización de Sistemas de Propulsión

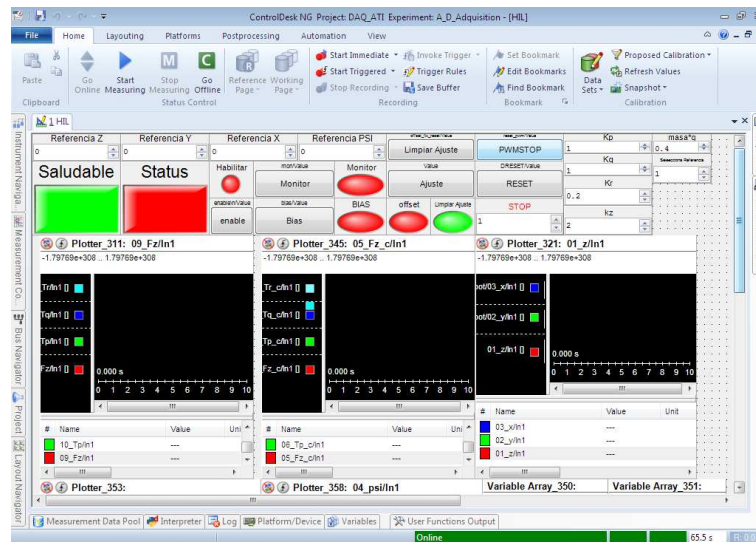


Figura 2.18: Interfaz para Análisis y Vuelo Virtual

- Análisis Fuera de Línea y Análisis en Línea.

Es importante mencionar que la caracterización del vehículo se llevo acabo fuera de línea, es decir que se guardaron los datos de fuerzas y momentos que genero el vehículo mediante una computadora de vuelo comercial embebida dentro del vehículo. Estos datos se guardaron en formato .mat, el cual es un formato nativo de Mathworks®. Una vez realizada esta acción se caracterizó el sistema de propulsión del vehículo y se introdujeron las variables caracterizadas a partir de datos de propulsión reales al modelo en Simulink® del vehículo para así poder llevar acabo el vuelo virtual. El vuelo virtual se realiza con el sistema en línea, es decir que se corre un modelo en Simulink® que representa las características físicas del vehículo real con los datos que se caracterizaron anteriormente. Una vez hecho esto se procede a enviar este modelo a la tarjeta dSpace®DS1104. Al comenzar el análisis es necesario enviarle una referencia al modelo representativo en Simulink®, los actuadores del vehículo generaran los esfuerzos de control necesarios para cumplir esa trayectoria por lo que el vehículo real genera estos esfuerzos de control y excita el transductor, el cual regresa los datos al modelo para realizar las correcciones pertinentes para llevar al vehículo a un punto deseado. Para realizar las conexiones entre dSpace® y el vehículo y realizar estos experimentos fue necesaria la manufactura de una tarjeta que permite leer índices de modulación o escribirlos. Con base en interruptores de deslizamiento podemos seleccionar si queremos leer los índices de modulación de la computadora de vuelo del vehículo o escribirlos directamente con la tarjeta dSpace® DS1104 2.19. El algoritmo para la implementación del lazo HIL y caracterización del sistema se puede ver en la figura 2.20.



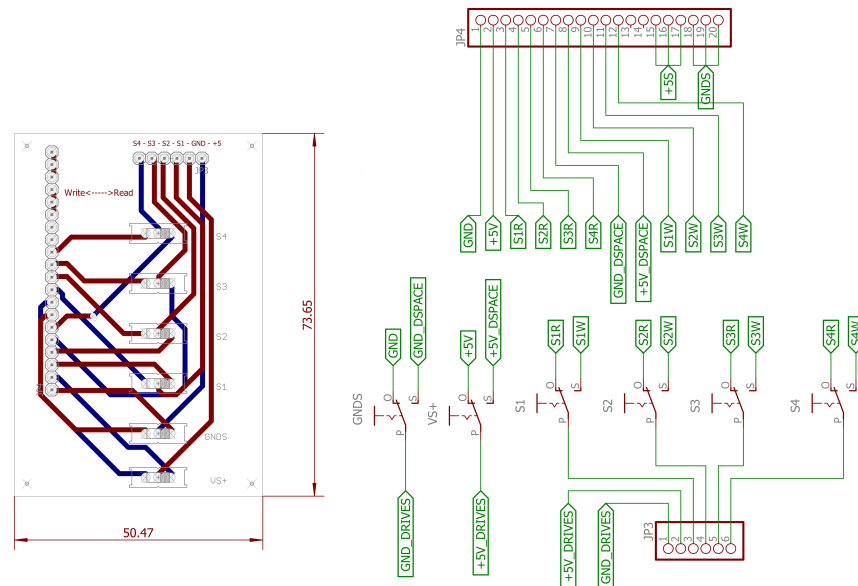


Figura 2.19: Tarjeta de Lectura o Escritura de PWM. Entre Vehículo y dSpace®DS1104

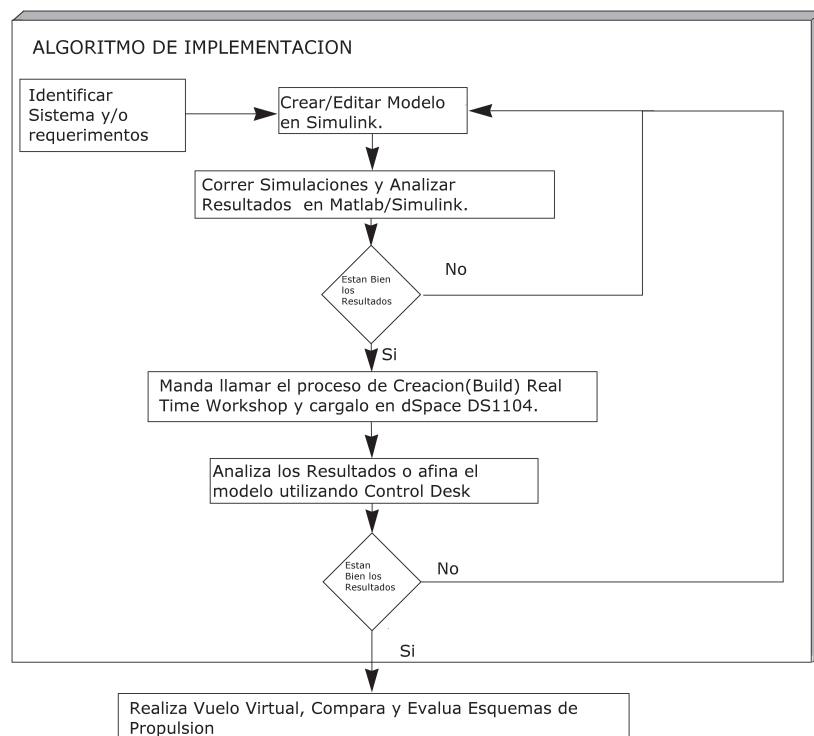


Figura 2.20: Algoritmo de Implementación de Software y Hardware

## 2.2 CARACTERIZACIÓN DE LOS MODOS DE VIBRACIÓN

La interacción entre el vehículo y los soportes de la base pueden inducir momentos de vibración. Estas vibraciones pueden interactuar con los mecanismos del vehículo y como consecuencia, vibraciones adicionales que no son representativas del vehículo pueden aparecer. En esta sección se presenta la caracterización de los modos de vibración del banco de pruebas.

En [24] se muestra que la respuesta en frecuencia de un vehículo quad-rotor, debida las fuerzas y momentos externos  $M_b$  and  $F_b$ , pueden ser aproximados por una serie de dobles y cuádruples integradores. Debido que los integradores tienen una respuesta en frecuencia baja, solo las fuerzas y momentos de baja frecuencia inducida por desbalances en las hélices y el motor son relevantes para el control del vehículo y la estabilidad en esta Tesis. Por ejemplo, para un micro quad-rotor el ancho de banda de estos integradores es menor a  $100rad/s = 628Hz$ [24]. Por lo que solo los modos debajo de estas frecuencias (menores a  $(300Hz)/2 * \pi = 48rad/s$ ) son estudiados aquí.

La frecuencia acumulativa de  $Fz$  considerando una respuesta impulso para el banco de pruebas se obtiene utilizando la transformada rápida de Fourier ( $FFT$ ) (Figura 2.21). Descartando el ruido de la línea eléctrica ( $60Hz$ ) y su tercer armónico ( $180Hz$ ) el banco de pruebas tiene dos modos de vibración de baja frecuencia a  $42Hz$  y a  $64Hz$ . En la Figura 2.21 también se muestra que el Segundo modo ( $64Hz$ ) tiene un fuerte contenido armónico ( $128Hz$ ) mientras que el primero tiene un bajo contenido armónico

Se obtuvieron resultados similares para los otros dos ejes del banco de pruebas. En particular, se encontró que en el eje  $x$  y  $y$  (Figura 2.22) está presente un modo de vibración adicional alrededor de  $24Hz$ . En el siguiente capítulo se mostrará el análisis

para determinar las vibraciones inducidas por el vehículo con el que se trabajará en esta tesis y los correspondientes a los modos de vibración del banco de pruebas. Esto con el fin de obtener las variables de fuerza y momento producidas por el vehículo y no las que se ven afectadas por los modos de vibración del vehículo.

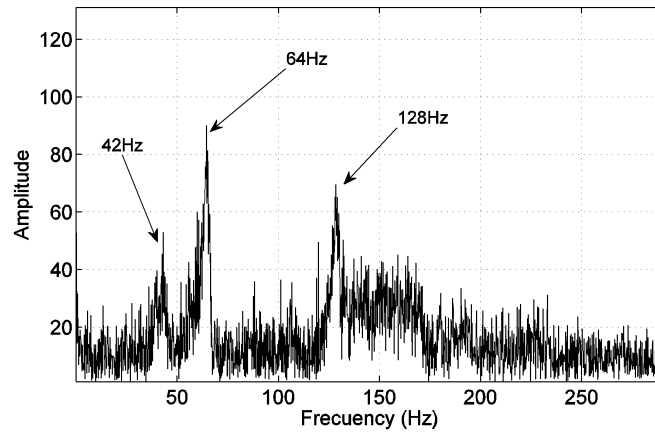


Figura 2.21: Frecuencia acumulativa contenida en la respuesta al impulso para el eje  $z$  del banco de pruebas con el Sistema de propulsión apagado.

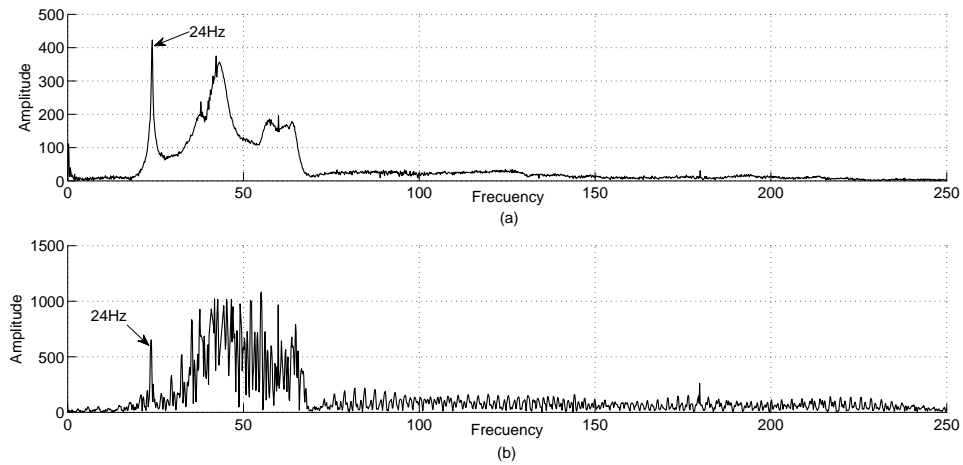


Figura 2.22: Frecuencia acumulativa contenida en la respuesta al impulso para el eje  $x$ (a) y  $y$ (b) del banco de pruebas con el Sistema de propulsión apagado.

## CAPÍTULO 3

# CARACTERIZACIÓN DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN DE UN QUAD-ROTOR

---

La identificación de vehículos aéreos es un procedimiento versátil para extraer de manera rápida y eficaz los modelos dinámicos de la aeronave mediante la medición de la respuesta de salida a una excitación de entrada específica. Esta dinámica es representada mediante estos modelos y estos pueden ser caracterizados para un sistema aeronáutico completo o un sub-sistema en particular.

En su definición más simple la identificación de sistemas podrá definirse como el proceso que provee un modelo que caracteriza de la manera más eficaz las respuestas del sistema a una señal de control específica(p. ej. utilizando el criterio de mínimos cuadrados)[26].

En este capítulo se generara una caracterización de los sistemas de propulsion en un quad-rotor. Se eligió un vehículo tipo quad-rotor debido a su facilidad de manejo, ya que si se compara con un vehículo de ala fija, el quad-rotor es altamente maniobrable y puede ser utilizado de manera segura dentro de un laboratorio y en comparación con un helicóptero tradicional, el quad-rotor no tiene el problema del complejo mecanismo de el rotor principal(swash plate) y es mucho mas sencillo modelar y controlar.

Otro aspecto clave en el quad-rotor es que sus movimientos en los 6 grados de libertad están controlados por la velocidad rotacional de sus 4 motores esto mediante el cambio de velocidad de los distintos rotores en patrones bien definidos. En la siguiente sección se realiza una descripción del Quad-rotor utilizado en esta tesis.

### 3.1 QUAD-ROTOR

En esta tesis se utilizo un Quad-rotor comercial pero a la vez que mostrara versatilidad al momento de tomar y generar las variables necesarias para la investigación y validación del banco de pruebas.



Figura 3.1: HJ280X Quad-rotor

El Quad-rotor «HJ280X»(Figura 3.1) es de tamaño compacto lo que permite su uso dentro del laboratorio sin el riesgo de un daño grave al ser humano sus accesorios son fáciles de conseguir por lo que existe una amplia variedad de hélices para seleccionar cuenta con un radio control de 4 canales y una batería de 900

mAh de dos celdas de litio polímero. Su tiempo de vuelo con esta batería es de aproximadamente 30 minutos sin carga. Esta fabricado en fibra de vidrio y fibra de carbono, por lo que es ligero y resistente a su vez. En la Tabla 3.1 se muestran los parámetros de el HJ280X. Para mantener un vuelo estable el HJ280X utiliza giros copos y acelero metros, que están instalados en el quad-rotor.

Tabla 3.1: Datos Quad-rotor

Parámetro	Valor
Dimensiones	26.0cm x 26.0cm x 6.3cm
Peso	250 gramos(con batería)
Carga Útil	680 gramos
Motor	Sin Escobillas(Brushless)
Motor Speed Controller	Embebido en Estructura(PWM)
Transmisor	Fly Sky FS-T6 2.4GHz
Receptor	Fly Sky FS-R6B
Rango de Transmisión/Recepción	500m
Micro controlador	ATMega 2560

El principio de vuelo de los vehículos de cuatro rotores tipo MAV es simple. Sus motores están numerados del numero uno al cuatro en dirección de las manecillas del reloj(Figura 3.2a) comenzando en el frente del vehículo. El levantamiento es obtenido gracias a las fuerzas de empuje que generan los cuatro rotores y los movimientos alrededor de el eje  $x$  es gracias a la diferencia de velocidades entre los motores No.2 y No.4(Figura 3.2a) en conjunto con los cambios de angulo de alabeo alrededor del eje  $x$  en el fuselaje del vehículo, el empuje del vehículo genera una componente en dirección del eje  $y$  provocando una traslación en este eje. Bajo el mismo principio en el eje  $y$  pero utilizando la diferencia de velocidades entre los motores No.1 y No.3, es posible controlar la traslación en dirección del fuselaje en el eje  $x$ (Figura 3.2b). Por otra parte los motores No.1 y No.3 rotan en sentido del horario mientras que los motores No.2 y No.4 giran en en contra del sentido del horario(Figura 3.2c).La rotación alrededor del eje  $z$ (guiñada) del fuselaje del vehículo es controlada por el

contra balanceo del momento, es decir al disminuir la velocidad de los motores No.1 y No.3 se genera un mayor momento en contra de la dirección de rotación de los motores No.2 y No.4(Figura 3.2d).

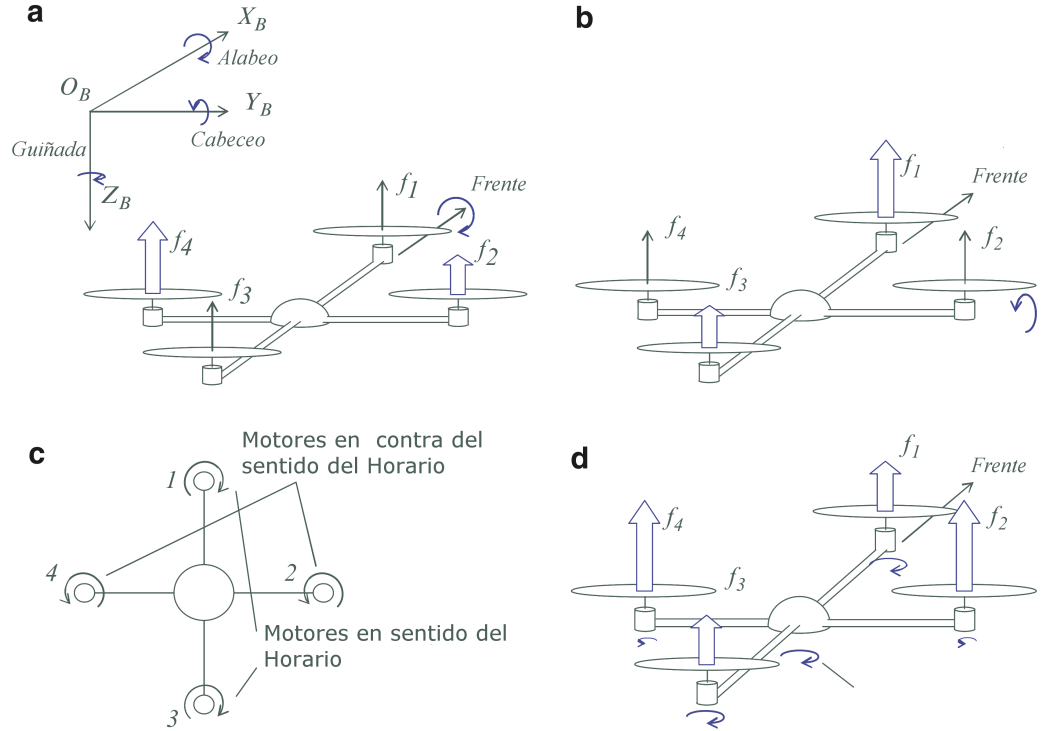


Figura 3.2: Principio de Funcionamiento del Quad-rotor.(a)Principio de Movimiento en Alabeo, (b)Principio de Movimiento en Cabeceo,(c)Dirección de las Rotaciones de los Motores,(d)Principio de Movimiento en Guiñada

Algo importante al realizar en análisis del Quad-rotor es el sistema de coordenadas ya que de acuerdo a este sistema coordenadas es como estaremos trabajando los modelos. El sistema de coordenadas varia según el criterio del diseñador la configuración de este puede sen en «+»(Figura 3.3 Sistema en color negro) o en «X»(Figura 3.3 Sistema en color rojo).

Como se ve en la en la figura 3.3, la configuración en «mas» que tiene esta definida con el eje  $x$  a lo largo del motor 1(este motor gira en sentido en contra del horario) y el eje  $y$  a lo largo del motor 2(este gira en sentido del horario) y el eje  $z$  apuntando hacia abajo. En cambio si se utiliza una configuración en «X» , la cual

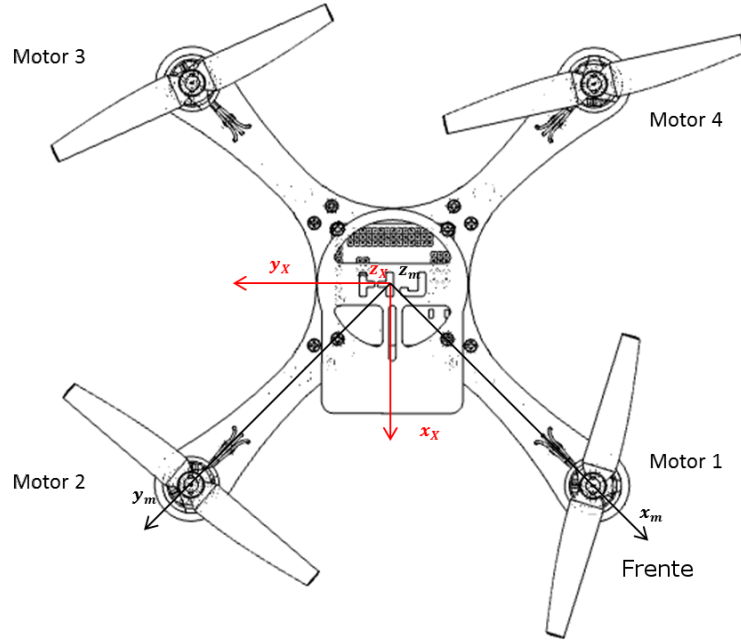


Figura 3.3: Configuración de Sistemas de Coordenadas(vista Superior Quad-rotor)

esta definida como una rotación en los ejes  $x - y$  de  $45^\circ$  en la dirección positiva de guiñada(Figura 3.2d Dirección de guiñada positiva) lo que significa que ahora el eje  $x$  estará entre los motores 1 y 2. En cualquiera de estas dos configuraciones se asume que  $x$  es positivo en dirección hacia el frente del quad-rotor cuando el esta en movimiento.

## 3.2 MODELO TRADICIONAL DE PROPULSION

El quad-rotor puede ser modelado utilizando las ecuaciones de movimiento de un cuerpo rígido. Es decir, considerando la dinámica traslacional y rotacional en el marco de referencia inercial, el cual está alineado al marco de referencia del vehículo y en base a la regla de la mano derecha (Figura 3.4). Para este caso, las ecuaciones de Newton-Euler de movimiento están dadas por [29, 42, 33]:

$$m\dot{V}_b + m\omega_b \times V_b = F_b \quad (3.1)$$



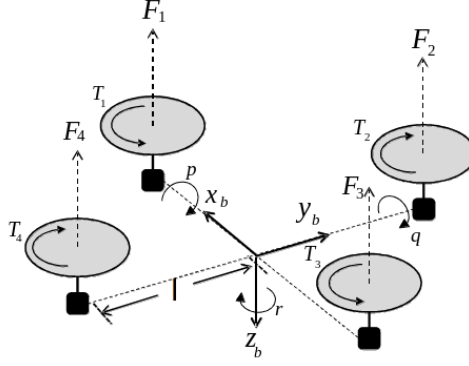


Figura 3.4: Configuración de Hélices del Quad-rotor

$$J\dot{\omega}_b + \omega_b \times (J\omega_b) = M_b \quad (3.2)$$

Donde  $V_b = [u \ v \ w]^T$  y  $\omega_b = [p \ q \ r]^T$  son las velocidades angulares y lineales de los vectores,  $F_b = [F_x \ F_y \ F_z]^T$  es el vector de fuerzas externas,  $m$  es la masa,  $J$  es la matriz de momentos de inercia  $M_b = [M_p \ M_q \ M_r]^T$  es el vector de momentos externo.

Las ecuaciones (3.1)-(3.2) deben ser complementadas con el modelo del sistema de propulsión y la aerodinámica del vehiculo. Para el sistema de propulsión típico de un quad-rotor se deriva la siguiente ecuación.

El trust para cada hélice está dado por:

$$F = \frac{1}{2}\rho S C_T(\omega)^2 \quad (3.3)$$

Donde  $S$  es el área del disco de la hélice,  $C_T$  es el coeficiente de empuje,  $\rho$  es la densidad del aire y  $\omega$  es la velocidad angular de la hélice [33].

La velocidad angular de cada hélice es una señal variante en el tiempo que depende de distintos factores incluyendo la fuente de alimentación del motor y la carga aerodinámica. La aproximación más común para modelar esta velocidad consiste en negar la dinámica producida por carga aerodinámica y el transitorio del motor electrico, el cual se asume que es más rápido que la dinámica principal del

vehículo. Por lo que, la velocidad angular de la hélice se considera como:

$$\omega_i = kV_i \quad (3.4)$$

Donde  $k$  es una constante que es caracterizada para cada combinación de hélice-motor.

La ecuación (3.4) asume que la hélice es operada mediante un motor de DC con una Fuente de voltaje continua. Sin embargo, en la práctica, las hélices son operadas con motores de DC sin escobillas y son controlados mediante un módulo de ancho de pulso (PWM) el cual tiene si propia dinámica [21]. Se considera normalmente que con una frecuencia de conmutación lo suficientemente grande, la relación entre el PWM y el promedio resultante de voltaje estaría dado por[21]:

$$V_i = V_{dc}U_i \quad (3.5)$$

Donde  $V_{dc}$  es el voltaje del bus de DC del módulo PWM y  $U \in [0, 1]$  es el índice de modulación. Combinando (3.3)-(3.5) se tiene que:

$$F_i = k_f U_i^2 \quad (3.6)$$

Donde  $k_f = \frac{1}{2}\rho S C_T (kV_{dc})^2$ .

La ecuación (3.6) tiene la ventaja de ser muy simple debido a que  $k_f$  es una constante que puede ser caracterizada experimentalmente sin requerir todos los parámetros del sistema.

Cada hélice induce un momento reactivo debido a la aerodinámica producida por el arrastre. De manera similar que la fuerza de empuje (3.6), este modelo es normalmente obtenido del siguiente modelo simplificado:

$$T_i = k_m U_i^2 \quad (3.7)$$

Donde  $k_m$  es una constante similar a  $k_f$ .

Considerando el arreglo de hélices mostrado en la Fig.3.4 y la eq. (3.6), las fuerzas y momentos totales inducidas por el sistema de propulsión tenemos que:

$$\begin{bmatrix} F_z \\ M_p \\ M_q \\ M_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k_f & -k_f & -k_f & -k_f \\ 0 & -k_t & 0 & k_t \\ k_t & 0 & -k_t & 0 \\ -k_m & k_m & -k_m & k_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1^2 \\ U_2^2 \\ U_3^2 \\ U_4^2 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Donde  $k_t = lk_f$  es la constante que determina el torque debido al empuje de cada motor.

La ecuación (3.8) permite calcular las fuerzas y momentos resultantes para cualquier hélice actuando en un motor. Adicionalmente, la matriz de propulsión  $P$  es invertible por lo que es posible calcular los voltajes requeridos para cualquier fuerza de empuje requerida así como los momentos presentes en el vehículo, es decir,  $[F_z \ M_p \ M_q \ M_r]^T$ . Esta estrategia se traduce de forma natural al patrón de activación de cada hélice Fig.1.13.

### 3.3 CARACTERIZACIÓN DE LOS MODOS DE VIBRACIÓN DE LA PLATAFORMA DEBIDOS AL SISTEMA PROPULSIÓN

En esta sección la caracterización de las vibraciones inducidas por el Sistema de propulsión serán estudiadas utilizando el banco de pruebas.

Se realizó una serie de experimentos, en los cuales se mantuvo una hélice a velocidad constante. En la figura 3.5 se muestra el contenido de frecuencia acumulativa para bajas frecuencias, mientras que en las figuras 3.6 y 3.7 se muestra el contenido para altas frecuencias.

Para el rango de bajas frecuencias esta claro que los componentes tienen baja

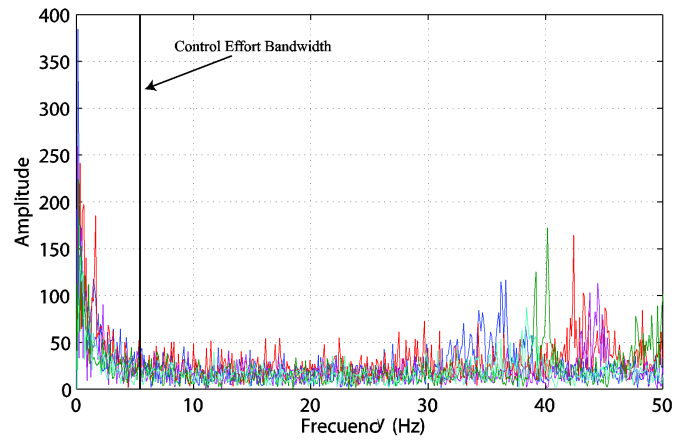


Figura 3.5: Contenido de frecuencias bajas acumulativas para una serie de experimentos a velocidad constante.

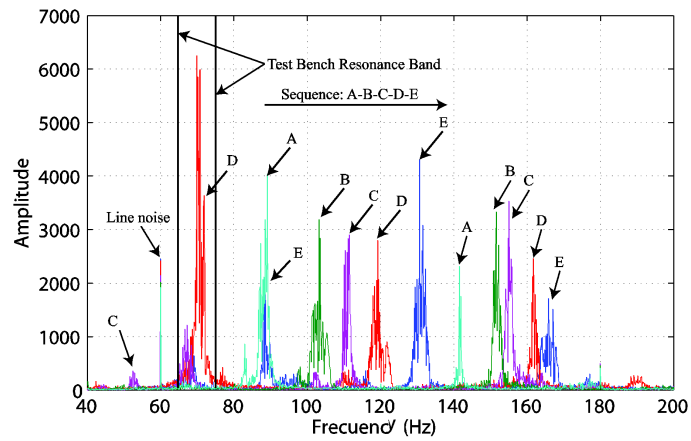


Figura 3.6: Contenido de frecuencia acumulativa a frecuencias medias.(A-baja velocidad, E-alta velocidad)

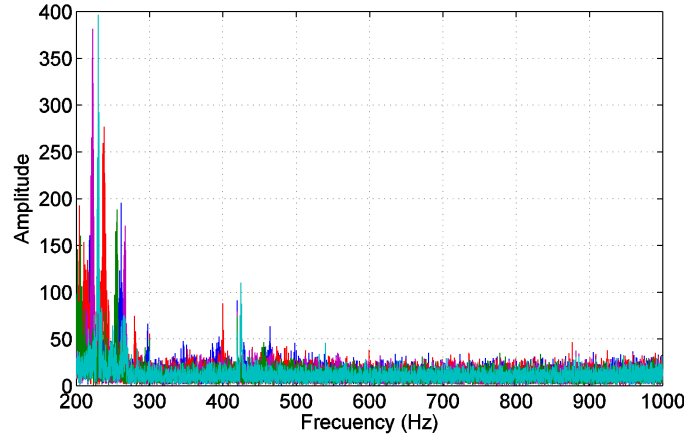


Figura 3.7: Contenido de frecuencia acumulativa a frecuencias altas. (A-baja velocidad, E alta velocidad)

amplitud fuera del ancho de banda de los esfuerzos de control del sistema. También se observa que las variaciones de los esfuerzos de control que se presentaron en los experimentos son debido al ruido en los sistemas de comunicación del controlador del motor. En el caso de la vibraciones a frecuencias medias se pueden reconocer fácilmente los componentes en la 3.6. En esta figura la secuencia de los experimentos se denota como A-B-C-D-E donde A es el experimento a velocidad baja y E a velocidad alta. Está claro que la vibración de los componentes es debida a los sistemas de propulsión ya que los picos de frecuencia van de una frecuencia baja a una más alta. En el experimento A, se pueden observar dos picos a 90Hz y 140Hz. Estos dos picos se mueven uniformemente a la derecha en los siguientes experimentos. En el experimento C aparece una componente a una baja frecuencia de 52Hz. Esta componente excita el modo de vibración del banco de pruebas localizado alrededor de 70Hz. En el experimento D la tercera componente de baja frecuencia está muy cerca de la frecuencia de resonancia del banco de pruebas por lo que induce un pico de gran amplitud. Finalmente, en el experimento E, la tercera componente de baja frecuencia se mueve a la derecha alejándose de la banda de resonancia del banco de pruebas. Finalmente, en la 3.7 se muestra que para altas frecuencias podemos despreciar el nivel de vibraciones.

Los experimentos de esta sección confirman la existencia de una resonancia principal alrededor de 70Hz, como se predijo en la sección anterior. Adicionalmente, los experimentos demostraron que los propulsores inducen una vibración de baja frecuencia, la cual puede despreciarse en este estudio. Las componentes de vibración inducidas por el sistema de propulsión se encuentran en una banda que va de 80Hz-180Hz. El pico de resonancia del banco de pruebas alrededor de 70Hz no permite trazar una conclusión apropiada de las vibraciones inducidas por el sistema de propulsión alrededor de esta frecuencia.

Este análisis de las vibraciones en los sistemas, devela que existen vibraciones debidas al sistema de propulsión pero estas están fuera del ancho de banda relevante del vehículo. Sin embargo, se debe tener cuidado en el diseño del sistema de control tal que se tenga un alto rechazo a perturbaciones en la banda de vibración, para este caso 80Hz-180Hz.

### 3.4 CARACTERIZACIÓN DEL MODELO DE PROPULSIÓN

En esta sección se evalúan los parámetros de la matriz (3.8). Cada parámetro de la matriz (p.ej.  $k_f$ ,  $k_m$  y  $k_t$ ) es identificado utilizando mínimos cuadrados con cuatro diferentes maniobras bajo y distintas condiciones de vuelo, esto con el fin de observar el comportamiento de la matriz de propulsion en distintos escenarios. Estas maniobras fueron ejecutadas por un controlador embebido en el quad-rotor. En todos los casos las fuerzas y momentos medidos fueron filtradas utilizando un filtro pasa bajas digital de 2° orden con un ancho de banda de 30Hz. Diseñado de acuerdo con en análisis de vibraciones, este filtro nos permite eliminar las vibraciones producidas por el banco de pruebas y las hélices preservando la información principal de baja frecuencia.

### 3.4.1 MÍNIMOS CUADRADOS

El proceso de mínimos cuadrados permite estimar los parámetros en un modelo a partir de mediciones del mismo de manera fundamental este método relaciona una variable observable  $y(t)$  a distintas variables que tratan de explicar este fenómeno observable a estas variables se les conoce como regresores( $\phi_1(t), \dots, \phi_p(t)$ ). La variable  $t$  no necesariamente representa el tiempo ya que puede ser una variable que pertenece a un arreglo de datos. Además se asume que el modelo tiene un parámetro desconocido al cual llamaremos  $\vartheta_i$  por cada regresor, la cual se puede conocer de antemano o a sido medida[26, 18, 37, 27]. Por lo que una relación lineal entre estas variables puede ser modelada como:

$$y(t) = \phi_1(t)\vartheta_1 + \dots + \phi_p(t)\vartheta_p \quad (3.9)$$

A la ecuación 3.9 se le conoce como una regresión lineal y es la manera fundamental de realizar una estimación de parámetros. Además, definiendo  $\Phi$  como una matriz de  $N \times p$  con elementos  $\Phi_{tj}, j = 1 \dots p$  por lo que en una notación matricial la ecuación 3.9 se puede escribir como:

$$y = \Phi\vartheta \quad (3.10)$$

La ecuación 3.10 puede ser interpretada como un sistema estático con estados desconocidos  $\vartheta$  y una matriz conocida  $\Phi$  con elementos conocidos que la relacionan con la variable de salida  $y$ .

La manera mas confiable de estimar las incógnitas de las ecuaciones (3.9) y (3.10) es requiriendo la predicción del error o residuos de los modelos sea pequeña es decir  $\varepsilon(t) = y(t) - \varphi(t)^T\vartheta$ . Podemos definir entonces al vector  $\vartheta$  tal que la suma de los cuadrados de los errores se mínima(Ecuación 3.11).

$$J(\vartheta) = \sum_{t=1}^N \varepsilon^2(t) = \sum_{t=1}^N (y(t) - \varphi(t)^T \vartheta)^2 \quad (3.11)$$

A la función escalar  $J(\vartheta)$  también se le conoce como la función objetivo de los mínimos cuadrados y se puede representar de forma matricial de la siguiente forma.

$$J(\vartheta) = \varepsilon^T \varepsilon = (y^T - \vartheta^T \Phi^T)(y - \vartheta \Phi) \quad (3.12)$$

Tomando en cuenta que  $(\vartheta \Phi)^T = \vartheta^T \Phi^T$  y ya que  $J$  es mínima si y solo si el gradiente de  $J$  con respecto a  $\vartheta$  es cero.

Esto puede ser fácilmente comprobado escribiendo los elementos de la ecuación (3.12) y obteniendo sus derivadas. Debido a que  $J$  es una función escalar, sus términos son escalares, de modo que  $y, \Phi \vartheta \in \mathbb{R}^N$ ,  $y^T \Phi \vartheta = \vartheta^T \Phi^T y$  y por lo tanto desarrollando la ecuación (3.12).

$$J(\vartheta) = y^T y - 2\vartheta^T \Phi^T y + \vartheta^T \Phi^T \Phi \vartheta \quad (3.13)$$

Derivando la ecuación (3.13) con respecto a  $\vartheta$  y tomando en cuenta que  $(A + A^T)\vartheta$  siendo  $A$  una matriz simétrica tal que  $A = \Phi^T \Phi$  y  $A^T = A$  tenemos que:

$$\frac{\partial J(\vartheta)}{\partial \vartheta} = -2\Phi^T y + 2\Phi^T \Phi \vartheta \quad (3.14)$$

El gradiente de la función  $J(\vartheta)$  es cero si y solo si:

$$\Phi^T \Phi \hat{\vartheta} = \Phi^T y \quad (3.15)$$

De la ecuación (3.15) podemos entonces obtener la estimación de los mínimos cuadrados multiplicando ambos lados por  $(\Phi^T \Phi)^{-1}$ .



$$\hat{y} = (\Phi^T \Phi)^{-1} \Phi^T y \quad (3.16)$$

Para la obtención de los parámetros de la ecuación (3.8) se implemento un algoritmo de mínimos cuadrados utilizando el software Matlab® utilizando los indices de modulación  $U = [U_1^2 \ U_2^2 \ U_3^2 \ U_4^2]$  como la matriz de regresores  $\Phi$  y las variables de fuerza y/o momentos  $F_z, T_p, T_q, T_r$  según la maniobra realizada como la variable de salida o a modelar  $y$  como ejemplo a continuación se presenta la maniobra de empuje y la ecuación generada a partir de la estimacion de mínimos cuadrados(Ecuación 3.16).

$$k_f = (U^T U)^{-1} U^T F_z \quad (3.17)$$

### 3.4.2 RESULTADOS DE LA CARACTERIZACIÓN

#### 3.4.2.1 EN LABORATORIO

La constante principal de empuje,  $k_f$ , fue caracterizada con un incremento coordinado de las RPM de todos los motores. Esto resulta en un movimiento de levantamiento. La constante  $k_f$  contiene la información de la hélice, el motor y el controlador electrónico de velocidad combinados en un mismo parámetro. La Figura 3.8 muestra las fuerzas medidas en este experimento así como las fuerzas simulada  $F_z$ . En el modelo (3.8) se indica que  $U_x = U_y = 0$  para cualquier entrada. Los momentos medidos y simulados para este experimento se muestran en la Figura 3.9 donde los índices normalizados de modulación producidos por los controladores del motor se presentan en la Figura 3.10. Estas figuras muestran que  $F_z$  contiene características de transición que no están presentes en el modelo (3.8). Sin embargo, el nivel y forma de la fuerza principal están correctamente modelados. Adicionalmente, las fuerzas en los otros ejes pueden ser ignoradas como se predijo en el modelo.

Tabla 3.2: Parámetros Identificados

Escenario	Parámetro	Valor
$0^\circ, 0m/s$	$k_f$	0.4470
	$k_t$	0.0336
	$k_m$	0.0042
$10^\circ, 0m/s$	$k_f$	0.5746
	$k_t$	0.0361
	$k_m$	0.0047
$20^\circ, 0m/s$	$k_f$	0.5392
	$k_t$	0.0371
	$k_m$	0.0049

En el caso de los torques, las componentes  $M_p$  y  $M_q$  son diferentes esto puede ser debido a una desalineación en los motores. Sin embargo la mayoría de estos torques se encuentran en un nivel bajo.

Los torques de cabeceo y alabeo son modelados por la constante  $k_t$ . Esta constante es caracterizada induciendo un cambio en la maniobra de cabeceo. Debido a que el quad-rotor opera en una configuración en “X”, Por ejemplo el “frente” del vehículo está a  $45^\circ$  del eje x, por lo que las componentes  $M_p$  y  $M_q$  son excitadas en esta maniobra. La figura 3.11 muestra las fuerzas resultantes, mientras que en la Figura 3.12 presenta los torques resultantes y la Figura 3.13 incluye los índices de modulación de PWM. Pequeños cambios en la fuerza de empuje fueron predichos correctamente por el modelo (3.8) que carecen de la dinámica de transición adicional. En el caso de los torques, el modelo (3.8) es bastante preciso en forma general a los torques medidos. Sin embargo, utilizar un solo parámetro para ambas componentes del torque al parecer resulta insuficiente. Por ejemplo,  $M_p$  es subestimada mientras  $M_q$  es sobre estimada. Este experimento nos muestra que es podría ser necesario un modelo con mayor grado de libertad. De igual manera en la Figuras 3.14, 3.15, 3.16

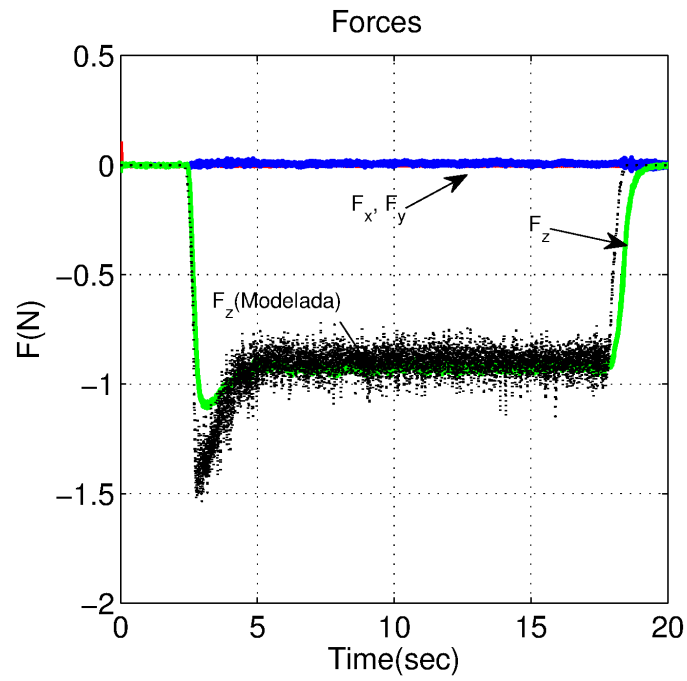


Figura 3.8: Maniobra de Empuje: Fuerza medida y simulada.

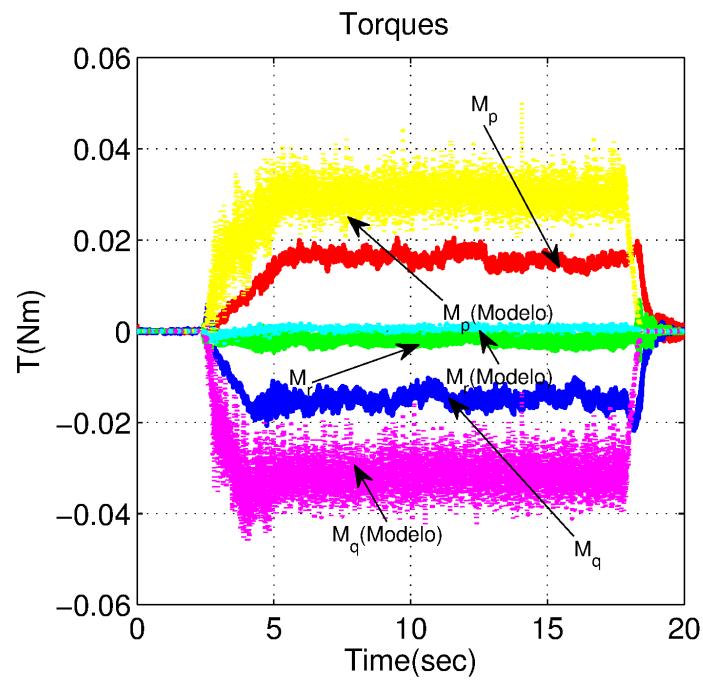


Figura 3.9: Maniobra de Empuje: Momentos medidos y simulados.

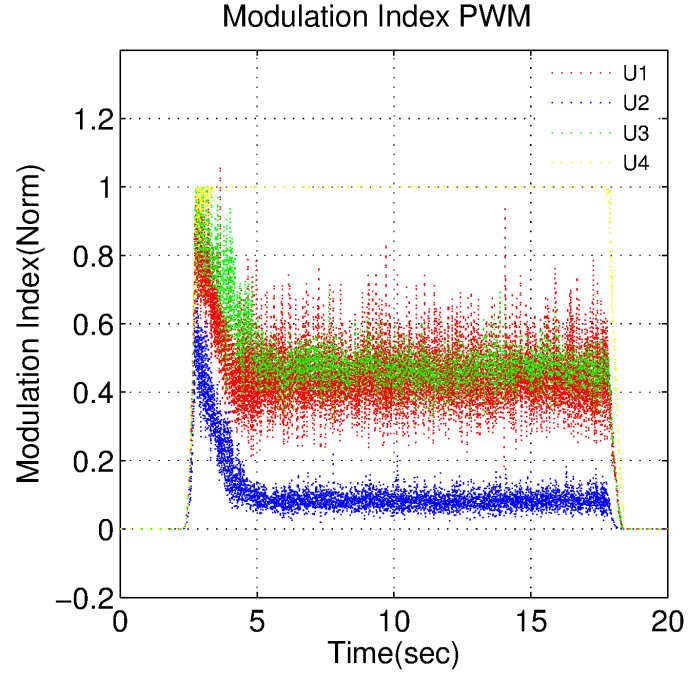


Figura 3.10: Maniobra de Empuje: Indices de Modulación PWM(c).

se muestran los datos de Fuerza y Momento medidos y simulados de la maniobra de alabeo y sus indices de modulación.

El momento alrededor de la guiñada  $M_r$  es modelado por la constante  $k_m$ , por lo que se induce una maniobra en la guiñada para la caracterización de este parámetro. Los resultados de este experimento se muestran en las Figuras 3.17, 3.18 y 3.19. Nuevamente esta maniobra induce cambios en la fuerza principal de empuje, la cual el modelo (3.8) predice con un margen de error. En el caso de los torques, la maniobra induce un torque bastante grande en  $M_p$  y  $M_q$ , de los cuales el modelo (3.8) predice con mayor amplitud y carece de algunos torques de bajo nivel. En el caso  $M_r$  el modelo predice de manera precisa el torque medido. Sin embargo, el torque  $M_r$  medido muestra vibraciones adicionales (que se notan incluso con el filtro pasa bajas) que no son presentadas en el modelo.

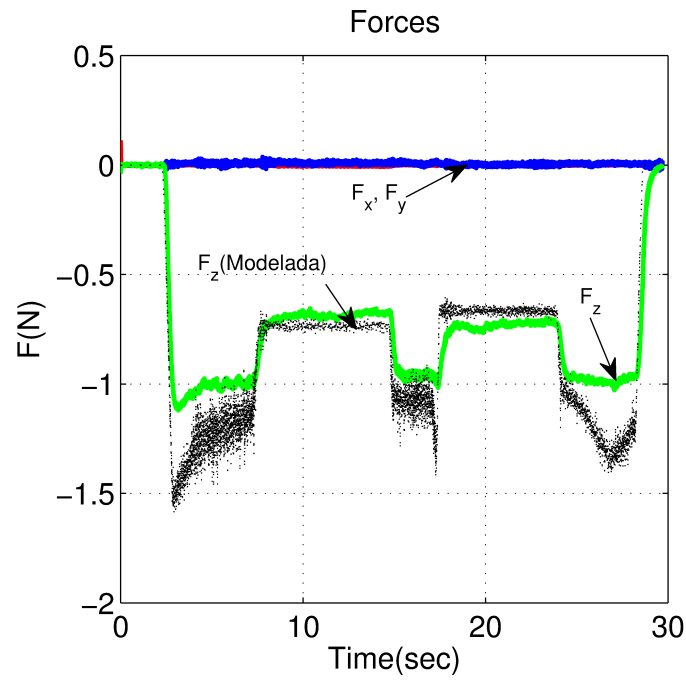


Figura 3.11: Maniobra de Cabeceo: Fuerza medida y simulada

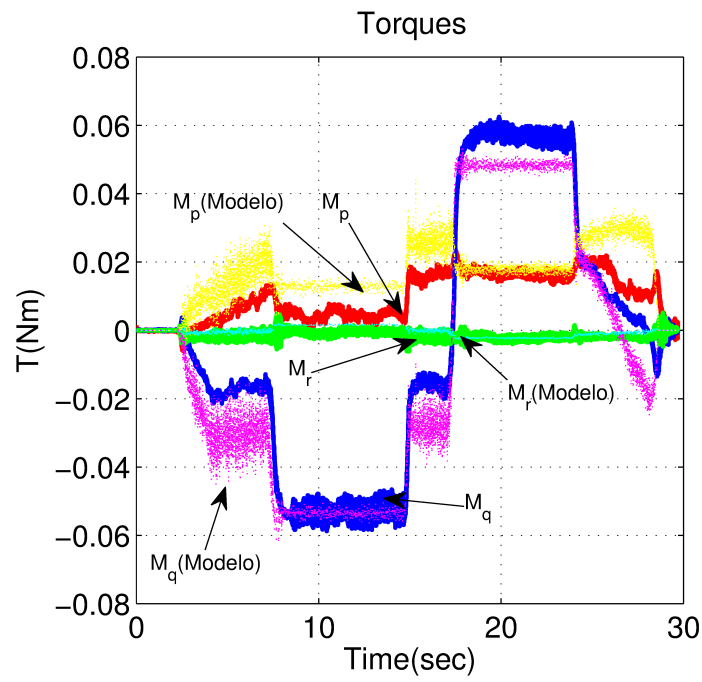


Figura 3.12: Maniobra de Cabeceo: Momentos medidos y simulados

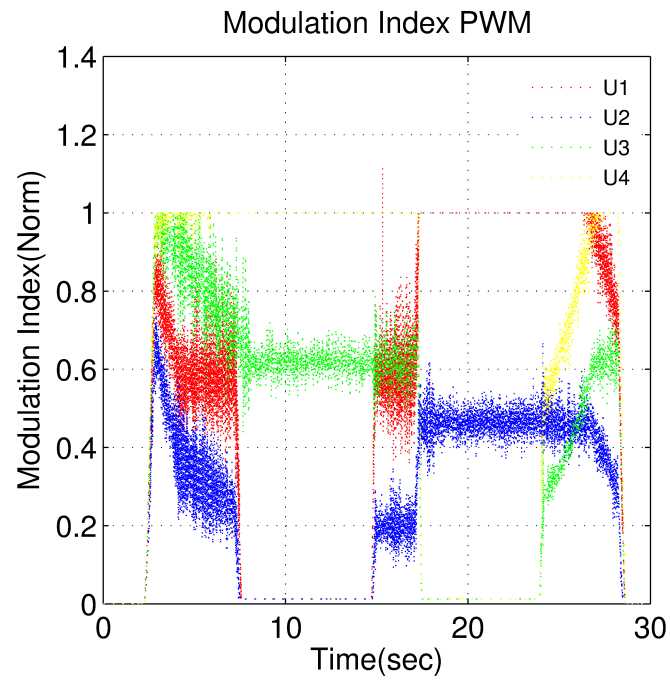


Figura 3.13: Maniobra de Cabeceo: Indices de Modulación

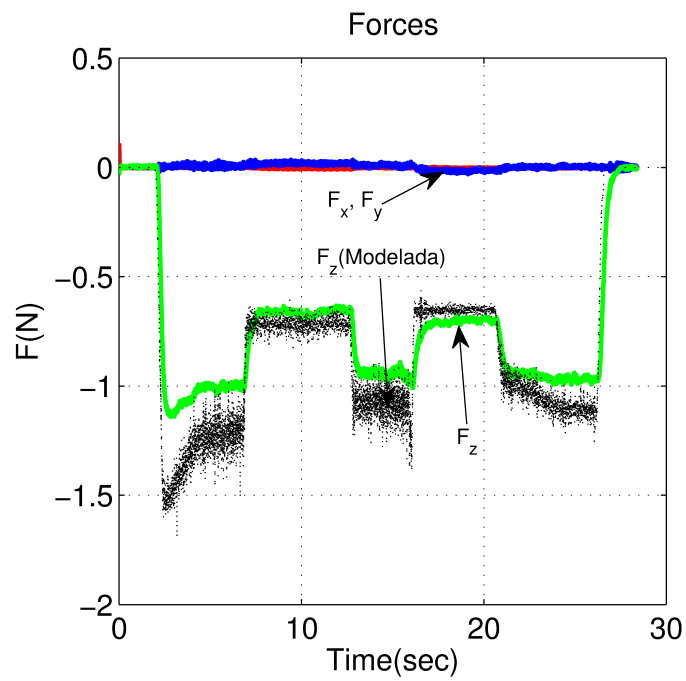


Figura 3.14: Maniobra de Alabeo: Fuerza medida y simulada.

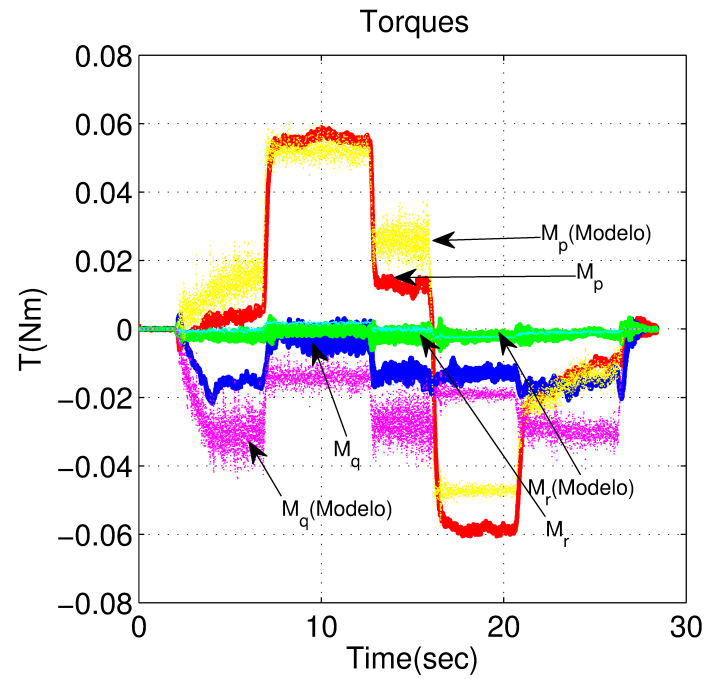


Figura 3.15: Maniobra de Alabeo: Momentos medidos y simulados.

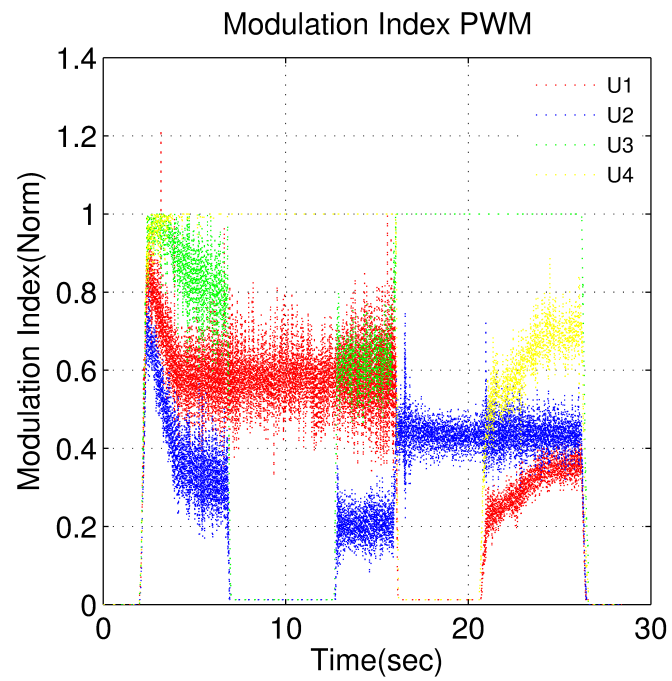


Figura 3.16: Maniobra de Alabeo: Indices de Modulación PWM.

Estas maniobras fueron realizadas en un ambiente cerrado por lo que se considero que no existía viento que pudiera modificar los parámetros debido a efectos aerodinámicos. Se realizaron 4 experimentos por maniobra en tres diferentes posiciones  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  y  $20^\circ$  rotando alrededor del eje  $y$  en una configuración en «X». El modelo (3.8) es capaz simular estas maniobras de manera correcta y valida. Los parámetros obtenidos se encuentran en la Tabla 3.2. En la siguiente sección se presentaran distintos escenarios con la existencia de flujo de aire esto gracias a un túnel de viento que es parte de la infraestructura del Centro de Investigación en Ingeniería Aeronáutica(CIIIA).Este experimento en túnel de viento podrá concebir un análisis mas amplio de los parámetros en la ecuación 3.8 y permitirá una mejor comprensión de las dinámicas de propulsion en los MAVs de ala rotativa tipo quad-rotor. Estos experimentos son parta esencial de los estudios en la dinámica de propulsion.

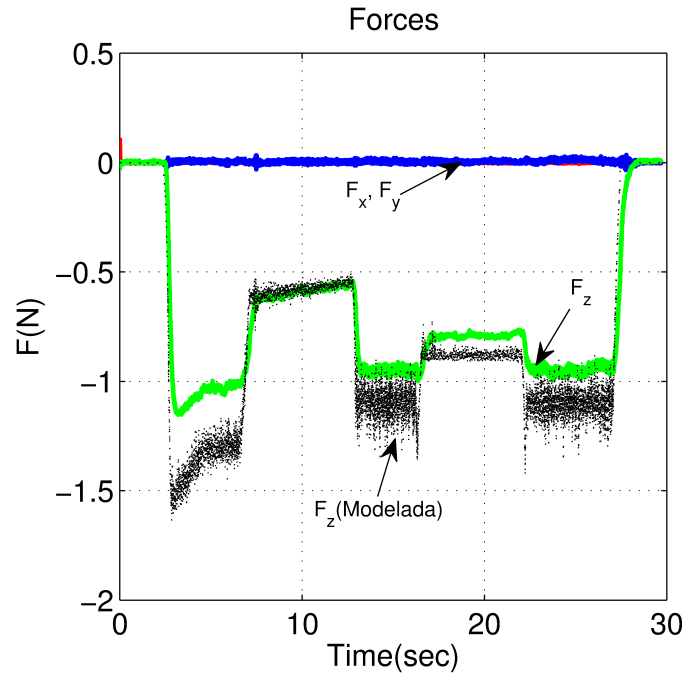


Figura 3.17: Maniobra de Guiñada: Fuerza medida y simulada.



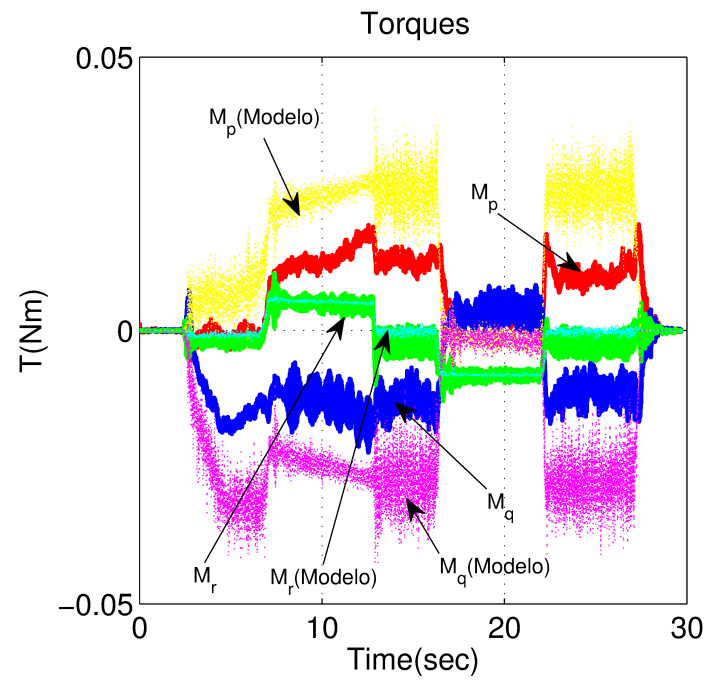


Figura 3.18: Maniobra de Guiñada: Momentos medidos y simulados.

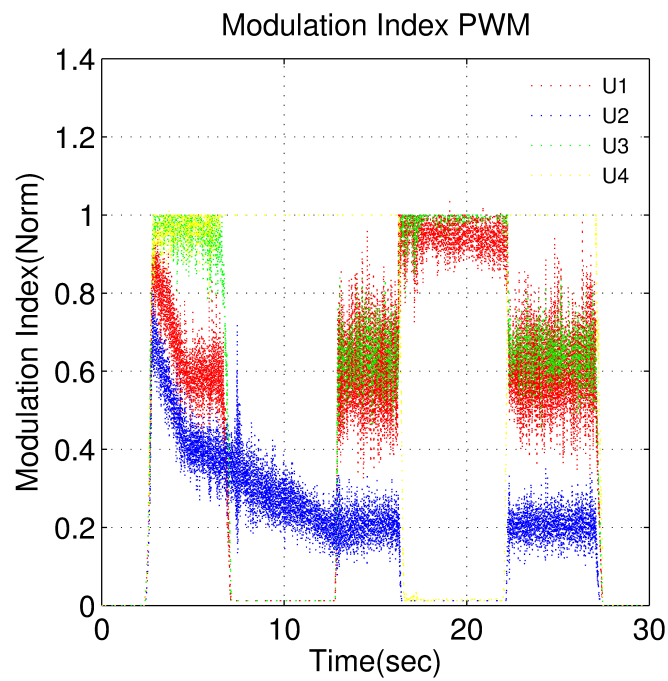


Figura 3.19: Maniobra de Guiñada: Índices de Modulación PWM.

## 3.4.2.2 EN TÚNEL DE VIENTO

De igual manera usando parte de la metodología de la sección anterior se caracterizaron los parámetros de la matriz (3.8). Los parámetros ahora son evaluados en un túnel de viento en el cual se midieron para cada maniobra temperatura y velocidad del viento utilizando un anemómetro digital.

Gracias la infraestructura del CIIIA y la características del túnel de viento (Tabla 3.3) en conjunto con el banco de pruebas hace posible la realización de este experimento. Ya que como se menciono anteriormente una de las características del banco es su movilidad y sus altas prestaciones para su uso dentro del túnel de viento en el CIIIA.

Tabla 3.3: Datos Túnel de Viento CIIIA

Parámetro	Valor
Tipo de Túnel	Subsonico
Velocidad Máxima	67 m/s
Área de Pruebas	1m x 1m

Tabla 3.4: Parámetros Identificados en Túnel

Escenario	Parámetro	Valor
$0^\circ, 4m/s$	$k_f$	0.5466
	$k_t$	0.0272
	$k_m$	0.0036
$0^\circ, 8m/s$	$k_f$	0.6709
	$k_t$	0.0327
	$k_m$	0.0041
$10^\circ, 4m/s$	$k_f$	0.5403
	$k_t$	0.0393
	$k_m$	0.0049

$10^\circ, 8m/s$	$k_f$	0.5345
	$k_t$	0.0261
	$k_m$	0.0056
$20^\circ, 4m/s$	$k_f$	0.2759
	$k_t$	0.0116
	$k_m$	0.0017
$20^\circ, 8m/s$	$k_f$	0.2285
	$k_t$	0.0119
	$k_m$	0.0015

Se realizaron 4 experimentos por maniobra en tres diferentes posiciones  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  y  $20^\circ$  rotando alrededor del eje  $y$  en una configuración en «X». En cada posicionamiento se hizo una variación del flujo de aire de 4 y  $8m/s$  constante, ya que este es un rango común velocidad de acuerdo con [33, 1, 19, 43] en los MAV de ala rotativa como el Quad-rotor utilizado en esta tesis.

La realización de este experimento consta primeramente en obtener una medición de los arrastres generados por el viento a las velocidades indicadas una vez echo esto se procedió a realizar las maniobras para la obtención de los parámetros mediante el incremento de la velocidad de los motores en patrones bien definidos. Los parámetros obtenidos se muestra en la tabla 3.4.2.2.

Los resultados obtenidos para cada maniobra difirieron en las pruebas con alto angulo de rotación con respecto al viento como se puede ver en la tabla 3.4.2.2 a continuación se muestran los gráficos obtenidos para la maniobra de Cabeceo y una comparación de los resultados obtenidos en la maniobra de levantamiento. En las figuras 3.20, 3.21, 3.22, 3.23 se puede observar que el modelo de propulsion se comporta de manera adecuada representando al sistema de propulsion del Quad-rotor de buena manera a lo largo de las maniobras mientras que en en las figuras 3.24,

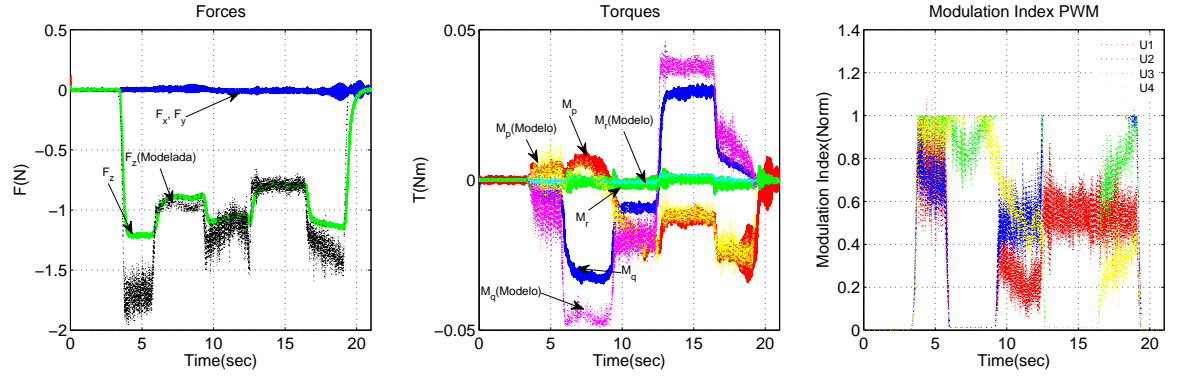


Figura 3.20: Maniobra de Cabeceo  $0^\circ, 4m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados (b) y Índices de Modulación PWM (c).

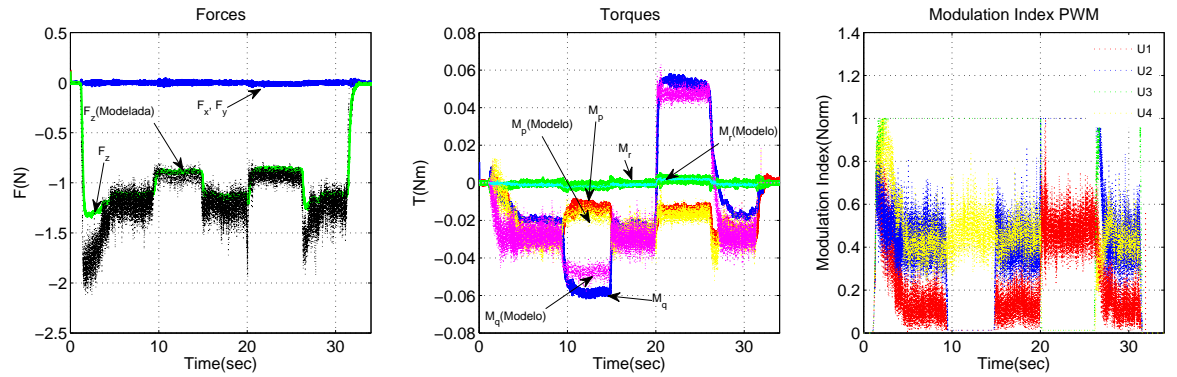


Figura 3.21: Maniobra de Cabeceo  $0^\circ, 8m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados (b) y Índices de Modulación PWM (c).

3.25 La fuerza y momentos reales difieren significativamente del modelo de propulsión caracterizado. En la figura 3.26 se muestra los resultados obtenidos en la maniobra de levantamiento en esta figura se puede observar como la amplitud en la fuerza de la maniobra va decayendo conforme aumentamos el ángulo en sentido negativo del eje  $y$  (Figura 3.2). Los modelos de propulsión y los resultados obtenidos de las maniobras de Alabeo y Guiñada se comportaron de manera similar, como se puede observar en los parámetros de la tabla 3.4.2.2, estos parámetros van cada vez más disminuyendo su magnitud hasta tomar valores que no representan las dinámicas del sistema de propulsión.

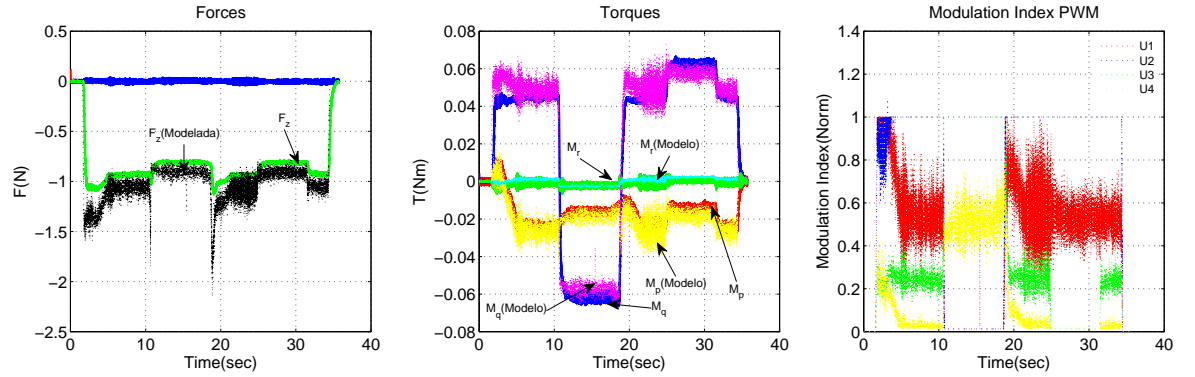


Figura 3.22: Maniobra de Cabeceo  $10^\circ$ ,  $4m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados (b) y Índices de Modulación PWM (c).

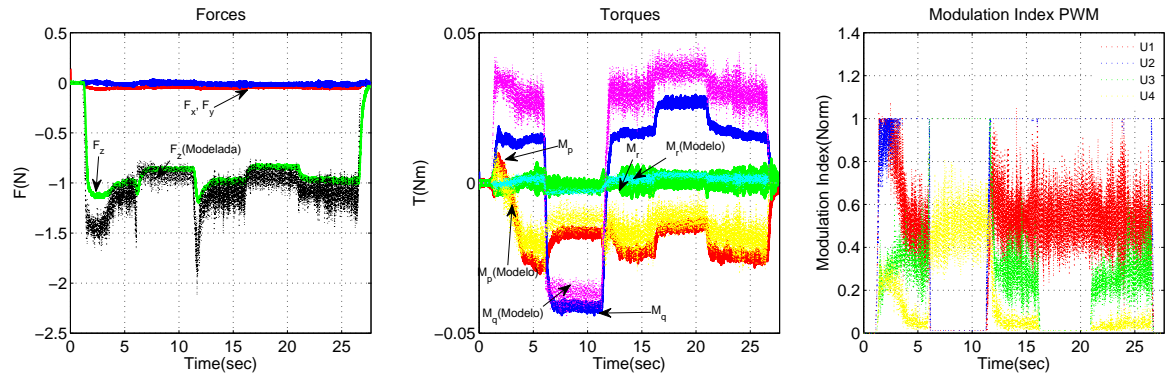


Figura 3.23: Maniobra de Cabeceo  $10^\circ, 8m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados (b) y Indices de Modulación PWM (c).

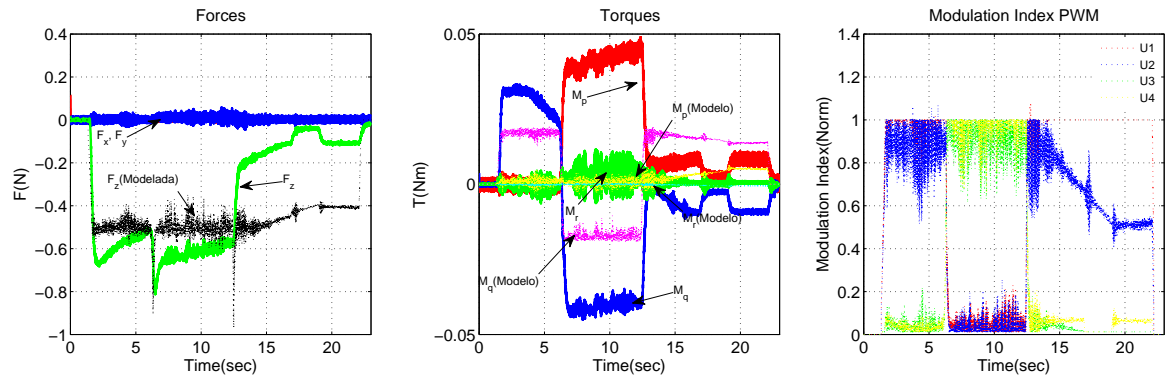


Figura 3.24: Maniobra de Cabeceo  $20^\circ, 4m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados (b) y Indices de Modulación PWM (c).

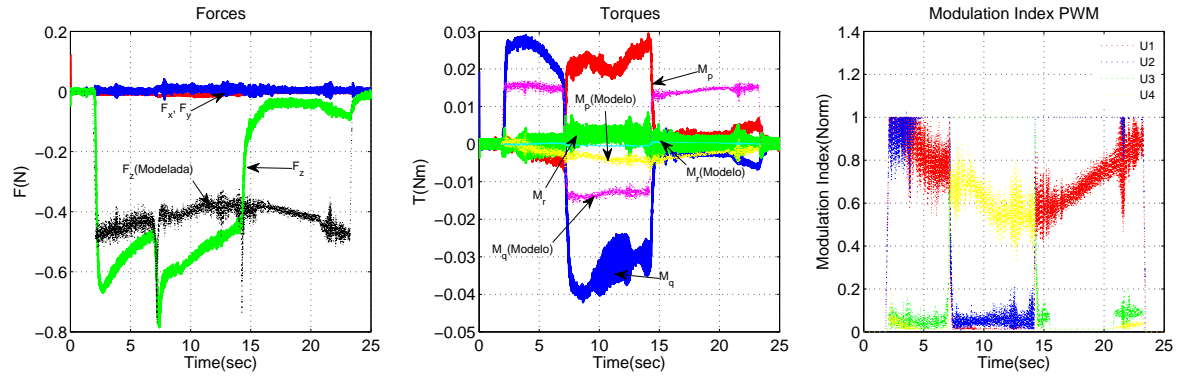


Figura 3.25: Maniobra de Cabeceo  $20^\circ$ ,  $8m/s$ : Fuerza medida y simulada (a), Momentos medidos y simulados (b) y Indices de Modulación PWM (c).

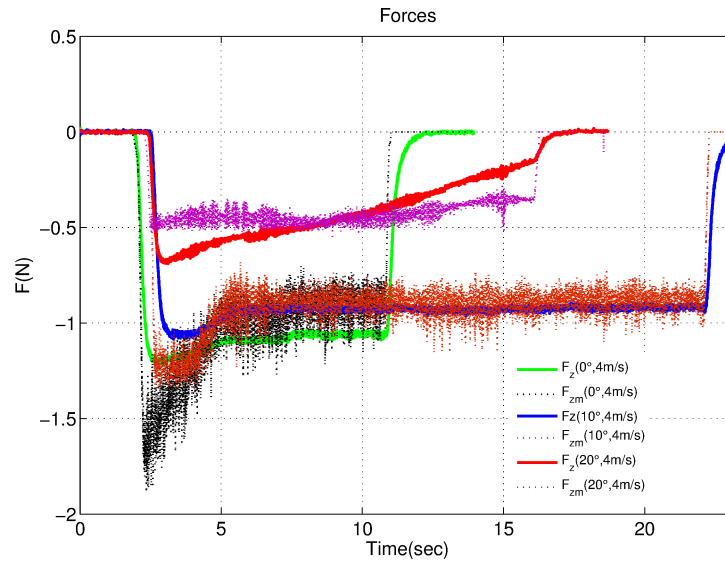


Figura 3.26: Maniobra de Levantamiento Comparación de Escenarios: Fuerza medida y simulada

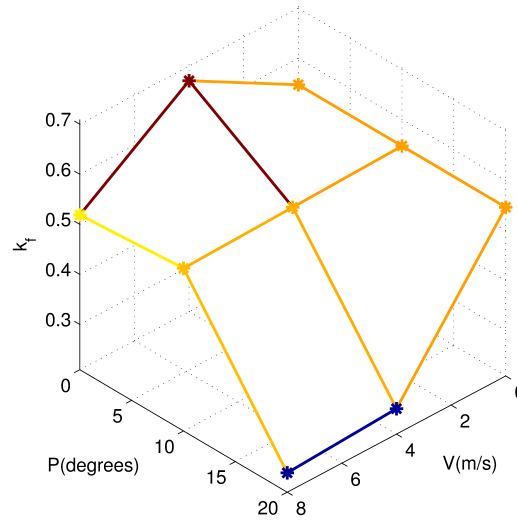


Figura 3.27: Variación de Parámetro  $k_f$

La caracterización en el túnel de viento realizada al sistema de propulsión de el Quad-rotor reveló una variación de los parámetros en la ecuación (3.8). Esto se puede ver en las figuras 3.27, 3.28, 3.29 donde se muestra la variación de estos parámetros de acuerdo a los distintos escenarios de caracterización utilizados.

En las pruebas de los modelos en un ambiente sin la presencia de un flujo de aire la variación de los parámetros fue mínima y siempre se representó de manera efectiva las dinámicas presentadas en el sistema de propulsión del Quad-rotor caso contrario a lo que pasó en las pruebas de túnel de viento debido a esto se podría tomar como constante el valor de estos parámetros para este escenario.

Mientras que debido a la variación tan significativa de las dinámicas representadas por estos parámetros a velocidades altas y alto ángulo de rotación este podría ser representado de manera diferente quizá mediante la introducción de un modelo con mayor grado de libertad o combinaciones lineales distintas en los regresores de la ecuación 3.17 donde  $U = [U_1^2 \ U_2^2 \ U_3^2 \ U_4^2]$  en la figura 3.32 se pueden observar las comparaciones utilizando distintas combinaciones lineales. Mientras que en la combinación lineal tradicional de mínimos cuadrados se representa mejor la dinámica



de transición de la maniobra utilizando una regresión sin el factor cuadrático se obtiene un mejor acercamiento a la amplitud a lo largo de la maniobra y por ultimo un factor cubico en el regreso representa la dinámica por debajo de la amplitud de la fuerza generada en esta maniobra y una transitorio mas impreciso al generado por la maniobra.

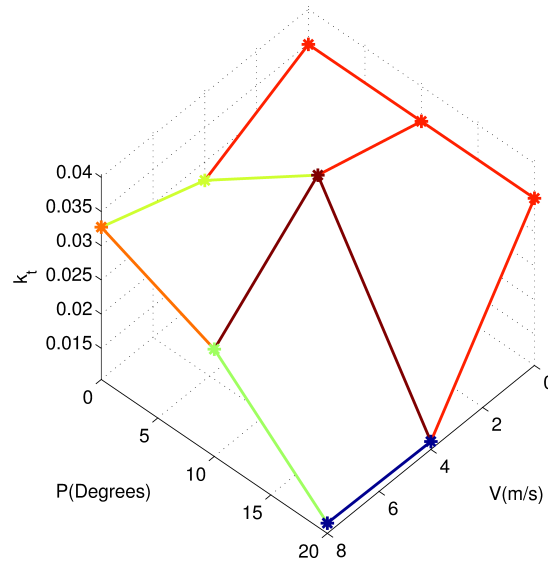


Figura 3.28: Variación de Parametro  $k_t$

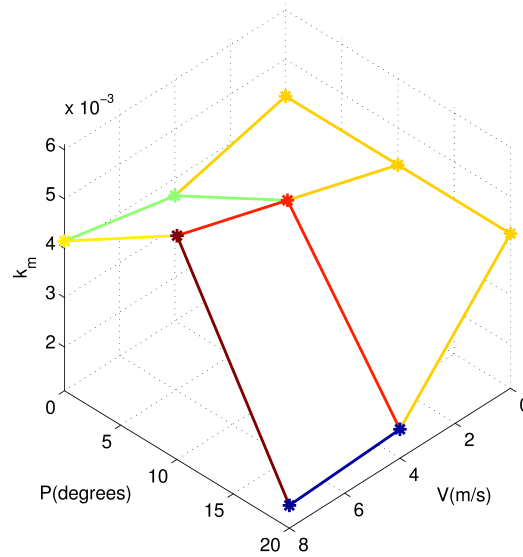


Figura 3.29: Variación de Parametro  $k_m$

A continuación se muestra la variación del arrastre con respecto al marco del viento. La adición de mas grados de libertad al modelo de propulsion tradicional ecuación 3.8 podría permitir a su vez representar el arrastre en las figuras 3.30 y 3.31.

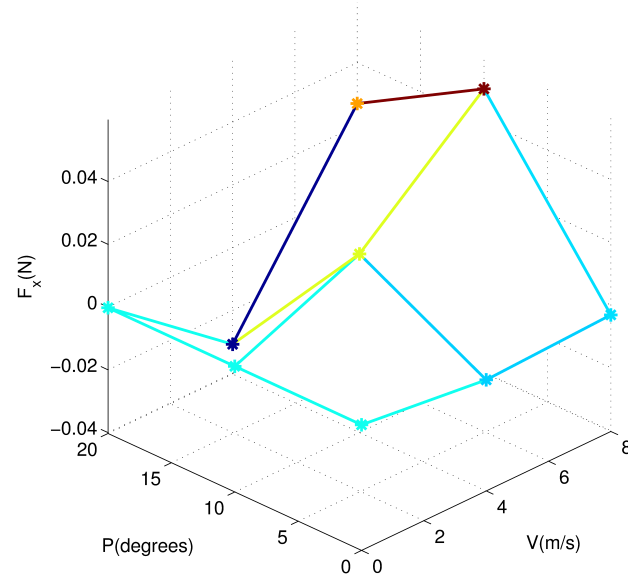


Figura 3.30: Arrastre  $F_x$

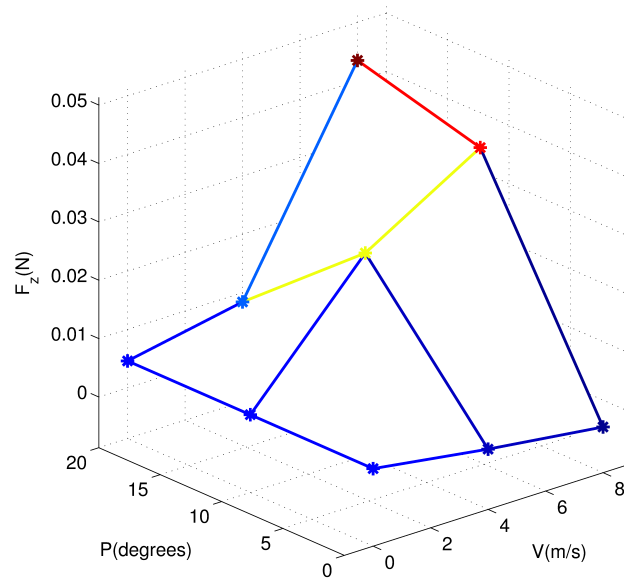


Figura 3.31: Arrastre  $F_z$

En la figura 3.32 se representa este modelo con distintas configuraciones lineales como se puede ver en la combinación lineal del tipo cuadrática se representa mejor la dinámica de los motores mientras que en la combinación lineal elevada a primera potencia se acerca mas a la magnitud de la fuerza obtenida en la maniobra de empuje mientras que la combinación lineal cubica se ve como se aleja un poco al momento de iniciar la maniobra. La plataforma diseñada permite comprobar distintas combinaciones lineales y a su vez la adición de mas grados de libertad a la matriz de propulsion mediante la inclusión de mas parámetros. Esto representa una gran herramienta para la caracterización de sistemas de propulsion complejos como los del Quad-rotor.

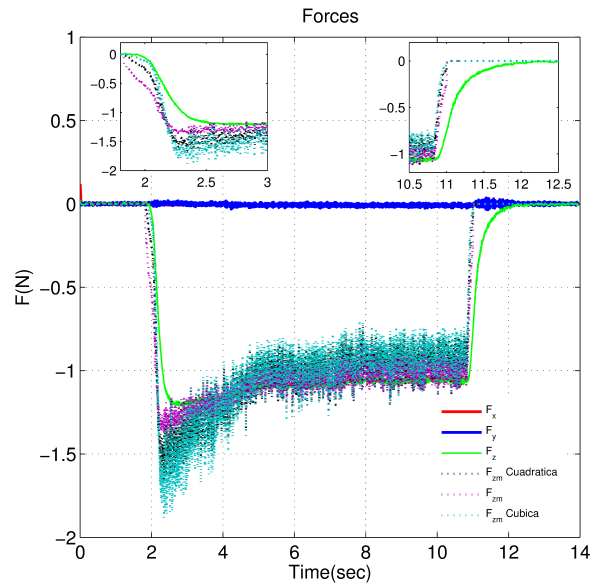


Figura 3.32: Maniobra Empuje con distintas combinaciones Lineales

## CAPÍTULO 4

# SIMULACIÓN HARDWARE IN THE LOOP

---

Los modelos dinámicos relaciona las entradas de control a la respuesta dinámica del sistema. Estos modelos puede tener un análisis tan simple como un gráfico de la respuesta entrada-salida o tan complejo como un conjunto de ecuaciones diferenciales que describen la dinámica del movimiento de nuestro sistema.

Estos modelos físicos son necesarios para muchas aplicaciones aeronáuticas, incluyendo el análisis de estabilidad y control de aeronaves, simulaciones piloto, diseño de controladores de vuelo, o el análisis de la maniobrabilidad de la aeronave. Este tipo de modelos se vuelve cada vez más importante para manejar la alta demanda en complejidad de los sistemas, su confiabilidad y acortar los periodos de desarrollo.

En este capítulo se verá el concepto de Model-Based Design (Diseño basado en modelos) mediante la utilización de un lazo de control del tipo HIL, este lazo nos permitirá comprobar de una manera más eficaz distintas características de propulsión y el desempeño de los sistemas de control en nuestro vehículo mucho antes de realizar un vuelo real. Para el caso específico se trabajará con un vehículo multi-rotor del tipo quad-rotor. En esta base se comprobará el modelo de propulsión con el fin de realizar un análisis dinámico más a fondo para poder generar un proceso de caracterización que nos permita evaluar la configuración de propulsión propuesta. Este tipo de aplicación se ha utilizado con éxito en otras aplicaciones aeronáuticas

mediante la plataforma dSpace®[14, 30].

## 4.1 SIMULACIÓN HIL DE UN QUAD-ROTOR

### 4.1.1 MODELO TEÓRICO DINÁMICO DE UN QUAD-ROTOR

El modelo que se propondrá es el modelo que se considero como el mejor de acuerdo a estudios realizados en [41] esto debido a la complejidad que pueden llegar a tener los modelos de cuerpo rígido. Lo que se busco en este modelo es que contara con un esquema simple para el diseño de controladores lineales sencillos y el seguimiento de trayectorias. Esto nos permitirá comprobar la funcionalidad de la base realizando un lazo HIL para comprobar la funcionalidad del modelo y los controladores diseñados.

Para la realización de este modelo se tomaron las siguientes consideraciones.

- El diseño mecánico del quad-rotor es simétrico.
- La estructura del quad-rotor es rígida.
- La velocidad del aire de flujo libre es cero.
- Las hélices son rígidas.
- El arrastre es lineal (obedeciendo a la ley de Stokes)
- El transitorio de los motores eléctricos es rápido y puede ser despreciado.

Como se menciona anteriormente es necesario entender como se encuentra el quad-rotor con respecto a tierra por lo que la necesidad de marcos de referencia es parte básica del modelado de el quad-rotor ya que estos sistemas de coordenadas describirán la posición y orientación del quad-rotor.

El mas común es el eje tierra o eje inercial este es un marco fijo referenciado a tierra tal que  $\mathcal{F}^i : \{o_e; x_e, y_e, z_e\}$  (Figura 4.1) definiendo su origen en  $o_e$  en la superficie de la tierra con todos sus ejes ortogonales donde  $x_e$  apunta al norte,  $y_e$  al este y  $z_e$  apunta hacia el centro de la tierra al igual que la gravedad. En este sistema de coordenadas se considera que la tierra es plana y por esto la componente vertical esta atada al vector de gravedad. Este sistema de coordenadas es el mejor adecuado para propósitos de navegación y desempeño [6] en aplicaciones donde el seguimiento de trayectorias es el principal interés.

Otro marco esencial para el modelado del quad-rotor es el marco de referencia del cuerpo  $\mathcal{F}^b : \{o_b; x_b, y_b, z_b\}$  (Figura 4.1) en este sistema de coordenadas sus ejes están fijos al vehículo y restringidos a moverse con el. La manera en como se fijan es arbitraria pero es preferible utilizar una orientación estándar en este sistema  $\{o_b; x_b, y_b\}$  se definen como el plano de simetría y  $\{o_b; z_b\}$  apunta hacia abajo y generalmente se encuentra en el centro de gravedad del vehículo. Este marco es de principal importancia para el desarrollo del lazo HIL debido a que es aquí donde se presentan los esfuerzos para realizar las distintas maniobras de el Quad-rotor.

Dos tareas comunes en los vehículos aéreos es el seguimiento y regulación de trayectorias en estas tareas para poder comprender su comportamiento dinámico es necesario obtener modelos que describan su comportamiento a lo largo del tiempo.

Partiendo de las ecuaciones (3.1) y (3.2) podemos modelar la dinámica traslacional y rotacional de el vehículo Quad-rotor utilizado en esta tesis.

Para poder seguir las trayectorias de el Quad-rotor es necesario utilizar un matriz de rotación para expresar las velocidades en el marco inercial  $V_e = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$  considerando los ángulos de Euler  $\Omega = [\phi \ \theta \ \psi]^T$  con secuencia  $\psi - \theta - \phi$ ,  $V_e$  se puede expresar como:

$$V_e = R^T V_b \quad (4.1)$$

Donde  $R$  es una matriz de rotación ortogonal compuesta por la rotación sucesiva de los ángulos  $\psi - \theta - \phi, V_e$ :

$$R = R_\theta R_\psi R_\phi = \begin{pmatrix} C_\theta C_\psi & C_\theta S_\psi & -S_\theta \\ C_\psi S_\theta S_\phi - C_\phi S_\psi & C_\phi C_\psi + S_\theta S_\phi S_\psi & C_\theta S_\phi \\ C_\phi C_\psi S_\theta + S_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - C_\psi S_\phi & C_\theta C_\phi \end{pmatrix} \quad (4.2)$$

Con  $s_x = \sin(x)$  y  $c_x = \cos(x)$

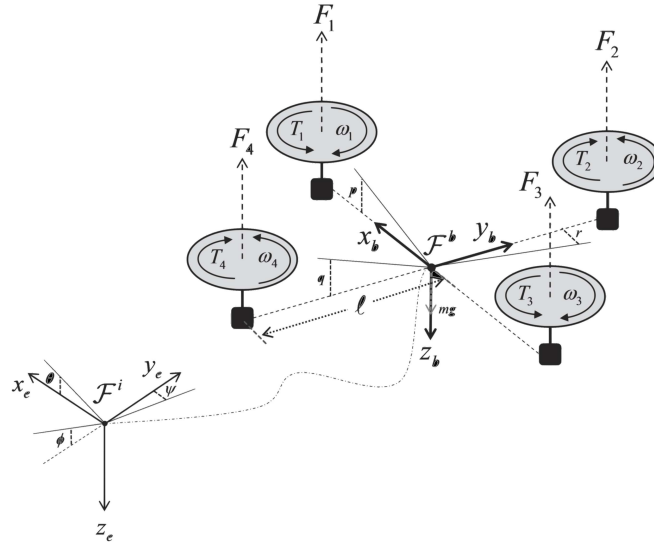


Figura 4.1: Marcos de referencia Quad-rotor

De una manera similar las derivadas en el tiempo de los ángulos de Euler, las cuales son útiles para obtener la actitud del vehículo y pueden obtenerse a partir de las velocidades angulares en  $\mathcal{F}^b$  con la siguiente relación:

$$\omega_b = \dot{\Phi} + R_\psi \dot{\Theta} + R_\phi R_\theta \dot{\Psi} = R_\alpha \dot{\Omega} \quad (4.3)$$

Donde:

$$R_\alpha^{-1} = \begin{pmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & \frac{s_\phi}{c_\phi} & \frac{c_\phi}{c_\theta} \end{pmatrix}, \quad \begin{aligned} \Phi &= [\phi & 0 & 0]^T \\ \Theta &= [0 & \theta & 0]^T \\ \Psi &= [0 & 0 & \psi]^T \end{aligned}$$

Con  $t_x = \tan(x)$

A este conjunto de ecuaciones (3.1),(3.2), (4.1) y (4.3) representan el modelo traslacional del Quad-rotor sin tomar en cuenta fuerzas aerodinámicas. A continuación este modelo se manipula con el fin de llegar a una estructura en espacio de estados y se realizaran algunas consideraciones con respecto a las variables de entrada para simplificar el diseño del controlador.

#### 4.1.2 MODELO PARA HARDWARE IN THE LOOP

Debido a la complejidad que pueden llegar a tener las ecuaciones representativas del quad-rotor, estas no pueden ser una muy buena opción para el diseño de controladores. De echo, la mayoría de los controladores basados en los modelos de vehículos aéreos propuestos en[41] tienden a ser altamente no lineales. No obstante, se mantiene el proceso normalmente a lo largo del punto de equilibrio el cual esta definido por:

$$\begin{aligned}\Omega_0 &= [0 \quad 0 \quad \psi_0]^T \\ \dot{\Omega}_0 &= [0 \quad 0 \quad 0]^T \\ V_{e0} &= [0 \quad 0 \quad 0]^T \\ [x_0 \quad y_0 \quad z_0]^T\end{aligned}\tag{4.4}$$

Esto quiere decir que el Quad-rotor se mantiene en vuelo estacionario, y esto implica que el cabeceo y alabeo se mantengan alrededor de cero grados y que el rango de funcionamiento de estos ángulos es normalmente limitado. Debido a que estos ángulos son limitados, la velocidad de traslación del vehículo se ve afectada, ya que esta velocidad se consigue mediante los ángulos de cabeceo y alabeo. Los puntos de equilibrio (4.4) producen las mismas aproximaciones lineales que una velocidad de traslación constante. Por lo tanto el punto de equilibrio (4.4) es una representación adecuada de la condición media de funcionamiento del quad-rotor.

Las entradas de equilibrio para el punto de equilibrio (4.4) pueden ser aclaradas



considerando que  $0 = -U_{z0}\cos(\phi_0)\cos(\theta_0) + mg$  el subíndice «0» denota el valor de equilibrio de la variable. La demás entradas de equilibrio se obtienen sustituyendo el punto de equilibrio (4.4) en la dinámica rotacional del vehículo. Por lo tanto la entrada de equilibrio esta dada por:

$$\begin{aligned} U_{z0} &= mg \\ M_{p0} &= M_{q0} = M_{r0} = 0 \end{aligned} \quad (4.5)$$

El comportamiento de entrada-salida se puede entender fácilmente en términos físicos. Como se vio en el Capitulo 3.1. Es fácil ver que cuando  $\psi = 0^\circ$  un pequeño movimiento en  $\phi = \delta_\phi$  inducirá un movimiento a lo largo del eje positivo  $y$  y  $\theta = \delta_\theta$  inducirá un movimiento negativo a lo largo de  $x$ . Por otro lado, cuando  $\psi = 90^\circ$ , entonces  $\phi = \delta_\phi$  inducirá un movimiento negativo en  $x$  y  $\theta = \delta_\theta$  inducirá un movimiento negativo en  $y$ . Desde un punto de vista de control esto actúa como un acoplamiento no lineal entre las entradas  $\delta_\phi - \delta_\theta$  y las salidas  $x - y$ .

El análisis anterior permite proponer la siguiente definición de entrada virtual:

$$\begin{pmatrix} M_p \\ M_q \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin(\psi) & \cos(\psi) \\ -\cos(\psi) & -\sin(\psi) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} U_x \\ U_y \end{pmatrix} \quad (4.6)$$

La ecuación (4.6) se compone de una rotación para la compensación de signo adicional para la entrada  $U_x$ . Esta definición de entrada virtual establece canales de entrada  $\mapsto$  salida definidos por  $U_x \mapsto x$  y  $U_y \mapsto y$  sin acoplamiento.

Dado a que una de las tareas principales de el Quad-rotor es el seguimiento de trayectorias, las variables mas relevantes son los vectores de posición tridimensional y ya que la guiñada del Quad-rotor también puede ser modificada libremente sin afectar la trayectoria. Sin embargo se debe tener en cuenta que el punto de equilibrio (4.4) esta definido para valores arbitrarios de  $x, y, z$  y  $\psi$  y que las variables de «actitud»  $\theta$  y  $\phi$  en conjunto con sus derivadas deben mantenerse cerca de cero para mantener equilibrio estático y poder definir un vector de salida adecuado para la aproximación

lineal deseada. En particular, es posible calcular la aproximación lineal alrededor del punto de equilibrio (4.4) de las ecuaciones de la dinámica traslacional y rotacional del vehículo, tomando en cuenta los siguientes vectores de estado entrada salida:

$$\begin{aligned} U &= [U_x \quad U_y \quad U_z \quad M_r]^T \\ Y &= [x \quad y \quad z \quad \psi]^T \\ X &= [x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y} \quad z \quad \dot{z} \quad \phi \quad \dot{\phi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi}]^T \end{aligned} \quad (4.7)$$

De manera compacta, la matriz función de transferencia de tal sistema esta dada por  $G(s) = C(sI - A)^{-1}B$ :

$$G(s) = \text{diag} \left[ \frac{g}{I_\alpha s^4} \quad \frac{g}{I_\alpha s^4} \quad \frac{1}{ms^2} \quad \frac{1}{I_z s^2} \right] \quad (4.8)$$

A continuación se mencionan algunas características que posee este subsistema lineal:

- El vector de estado contiene 12 estados y la matriz de función de transferencia  $G(s)$  es de orden 12 (de la forma de Smith-MacMillan se puede demostrar que hay 12 polos diferentes en el origen [40]).
- El sistema no tiene ceros de transmisión finitos. Por lo tanto, la estabilización de las salidas del sistema (4.8) garantiza la estabilización local del sistema. Es decir, no es necesario controlar directamente la actitud del Quad-rotor.
- Las 4 salidas están totalmente desacopladas.

### 4.1.3 IMPLEMENTACIÓN HIL

Los parámetros utilizados en el modelo 4.8 fueron calculados en base a la geometría del Quad-rotor utilizando el software de CAD/CAM Solidworks®. En la tabla 4.1 se muestran los parámetros utilizados para la implementación del lazo HIL.

Tabla 4.1: Parámetros Modelo Dinámico Cuasi-lineal del Quad-rotor HJ280X

Parametro	Valor
$g$	$9.8m/s^2$
$m$	$.25\ kg$
$I_\alpha$	$7.5805e-04kgm^2$
$I_z$	$0.0015\ kgm^2$
$k_f$	0.44
$k_t$	0.03
$k_m$	0.0047

Evaluando los parámetros de la tabla 4.1 el la matriz de funciones de transferencia (4.8) tenemos que:

$$G(s) = diag \left[ \frac{1.294 \times 10^4}{s^4} \quad \frac{-1.294 \times 10^4}{s^4} \quad \frac{5.319}{s^2} \quad \frac{682.6}{s^2} \right]$$

El lazo HIL consta de leer las variables de fuerza y momentos indispensables para el modelo que describe al vehículo. En la Figura 4.2 el bloque de Simulink A I/O lee las fuerzas y momentos generados por el vehículo procesando la señales eléctricas para poder ser interpretada por el vehículo esta señal es enviada al modelo (4.8) dentro de el bloque HIL. El bloque «reference\_selector» permite controlar que señal de referencia se envía al lazo de control de la cual se calcula el error dentro del bloque HIL. El bloque HIL contiene los bloques mostrados en la figura 4.4 dentro del bloque «referencias» se encuentra el calculo del error de la salida del modelo virtual en base a los datos de fuerzas y momentos reales provenientes del sistema ATI® con respecto a la referencia deseada en el experimento. El bloque «HIL» se encuentra desactivado hasta que se indique el inicio del análisis con el bloque «start\_manioobra».

El modelo lineal (4.8) y los controladores diseñados para el vehículo en conjunto con la los parámetros caracterizados de la Matriz(3.8) se encuentran dentro del bloque «HIL». El bloque «Output\_Matrix» se encarga de procesar el dato de Fuerza

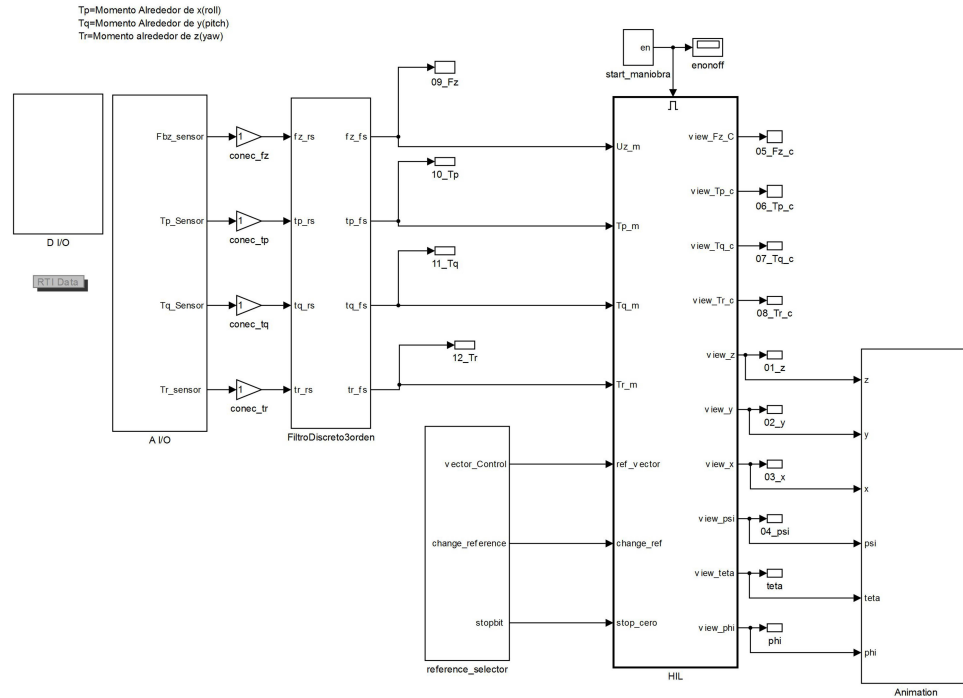


Figura 4.2: Diagrama Simulink® Completo para HIL

y Momento necesarios para llegar a la posición deseada, generando los índices de modulación específicos para producir el movimiento, el bloque «PWM» se encarga de enviar estos índices de modulación al vehículo real para generar la fuerza y momentos para la maniobra deseada en la figura 4.3 se puede observar la maniobra real introducida a la matriz inversa de propulsion y la fuerza generada por los motores en base a los índices de modulación para la maniobra de empuje del Quad-rotor. Como se puede ver los bloques son intercambiables por lo que el banco permite el análisis de distintas configuraciones de propulsion para distintos Mini-micro vehículos aéreos sin importar su complejidad.

Dentro del bloque «Controlador» se encuentran los controladores que hacen posible el vuelo del Quad-rotor en una posición deseada estos controladores tienen una estructura simple diseñados con técnicas de control clásico. Tomando en cuenta el análisis realizado para un Quad-rotor en [41] y partiendo los controladores propuestos en ese estudio se ajustaron estos controladores para trabajar con las funciones de transferencia para el Quad-rotor HJ280X. Para obtener un vuelo estable esto se

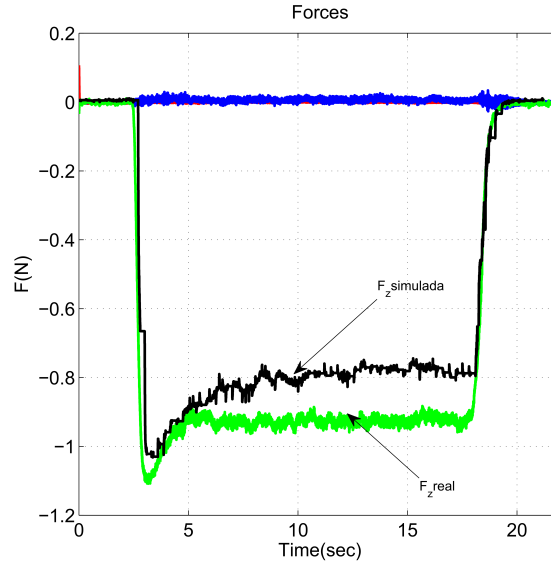


Figura 4.3: Maniobra de Empuje en Lazo Abierto Matriz de Propulsion Inversa

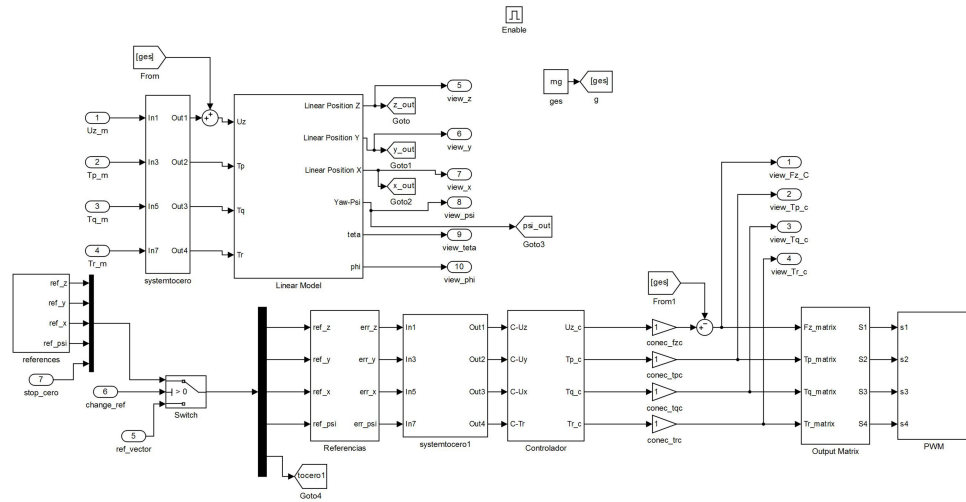


Figura 4.4: Sub-Sistema Simulink® Núcleo del Vuelo Virtual

logro abriendo los lazos en el bloque «HIL» para ajustar cada controlador al ancho de banda dado debido a la variación de los parámetros que definen el sistema hasta lograr un vuelo estable y con buen rechazo a perturbaciones.

Para definir el ancho de banda de lazo cerrado se decidió que este debería ser 3 veces el ancho de banda del lazo abierto. El razonamiento detrás de esto es que el controlador resultante tenga una ganancia mayor a  $0dB$  en todo el rango de frecuencias a las que el sistema responde en lazo abierto. Aunque esta consideración es eucarística mostró buenos resultados en la implementación de los controladores en lazo HIL.

Dado a que la matriz de función de transferencia en el modelo cuasi lineal 4.8 es diagonal, el punto de operación 4.4 carece de acoplamiento. Tomando en cuenta la configuración en los canales(4.9). En el programa del Lazo HIL es posible abrir y cerrar estos canales mediante los bloques de ganancia «conec\_XX»(Figuras 4.2 y 4.4).

$$\begin{aligned}
 U_x &\mapsto x \\
 U_y &\mapsto y \\
 \tilde{U}_z &\mapsto z \\
 T_r &\mapsto \psi
 \end{aligned}
 \tag{4.9}$$

Los controladores se diseñaron utilizando el modelo de diseño de controladores lineales. Debido a esto no existía una garantía de que funcionaran con un desempeño adecuado. Debido a esto se realizó un proceso de validación en el cual se confirme que el controlador es apropiado y es capaz de estabilizar el Quad-rotor. Para esto se realizaron distintos experimentos en los cuales se ajustaron los controladores hasta llegar a la siguiente representación.

$$\begin{aligned}
C_z &= 52.5947 \frac{(s + 1.3)}{(s + 130)} \\
C_x &= -3.1623 \times 10^6 \frac{(s + .39) * (s + .39) * (s + .6)}{(s + 100) * (s + 200) * (s + 400)} \\
C_y &= 3.1623 \times 10^6 \frac{(s + .39) * (s + .39) * (s + .6)}{(s + 100) * (s + 200) * (s + 400)} \\
C_\psi &= 2.4002 \times 10^3 \frac{(s + 3.21)}{(s + 321)}
\end{aligned} \tag{4.10}$$

Estos controladores fueron los que se desempeñaron con mayor éxito en la Quad-rotor real debido a que los que se diseñaron mediante las técnicas convencionales de control se encontraban un poco desajustados esto es normal en control aplicado ya que debido a las distintas características que pueden modificar los parámetros del Quad-rotor. Los resultados obtenidos con los controladores se muestran en la siguiente sección.

Los bloques se pueden editar desde la interfaz Control Desk® diseñada para el vehículo y a su vez se permite guardar datos durante el análisis. Estos datos son enviados en tiempo real mediante el bloque Animación (Figura 4.2) el cual en un formato analógico reenvía estas variables a la PC-Vuelo Virtual el cual muestra una animación donde se puede ver la trayectoria que está siguiendo el vehículo generada en base a datos reales obtenidos del Quad-rotor.

## 4.2 RESULTADOS

Para probar el lazo HIL se realizaron experimentos en diferentes escenarios controlados esto para simular las distintas afectaciones que puede tener el vehículo tipo Quad-rotor al enfrentarse a un vuelo real. En la figura 4.5 se puede ver como se indujo una perturbación al vehículo en el eje z podemos ver como el control diseñado

para el vehículo rechaza la perturbación y se mantiene cercano a la posición deseada. En la figura 4.6 se ve como se excita la fuerza en  $F_z$  y el controlador genera el esfuerzo de control necesario para regresar a la posición dada como referencia.

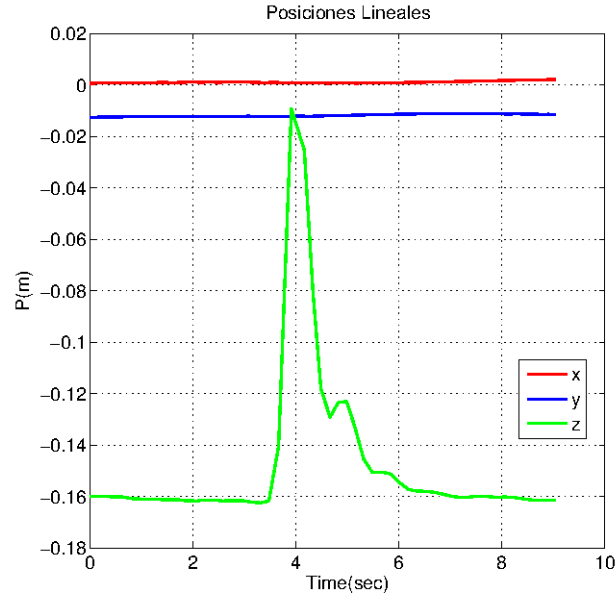


Figura 4.5: Posición Lineal de Vehículo

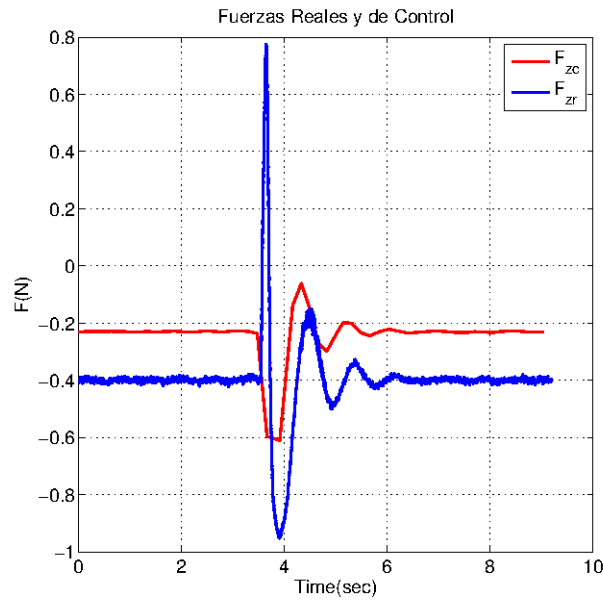


Figura 4.6: Fuerza real  $F_{zr}$  y Esfuerzo de Control  $F_{zc}$

También es posible realizar estudios bajo condiciones controladas de viento



y poder ver la capacidad real de los controladores diseñados y el comportamiento del vehículo bajo estas condiciones lo que nos permite observar el comportamiento en ambientes controlados con este tipo de vehículos. En la figuras 4.7 y 4.8 en las cuales se observa la posición y orientación del vehículo aéreo. El sistema soporto una velocidad entre 0-7.4m/s lo que esta dentro del rango para vehículos con las características del Quad-rotor HJ280X.

Otra tarea común en este tipo de vehículos aéreos es el seguimiento de trayectorias la figura 4.9 muestra la referencia que se desea que el vehículo siga y el seguimiento que esta realizando el vehículo se le introdujo una señal del tipo rampa la cual conforme avanza el tiempo le pide al aeronave elevarse mientras que en la figura 4.10 se puede observar que mientras sube lo hace de forma circular en el plano  $x - y$  mientras realiza una lenta rotación alrededor de si mismo( $\psi$ ) esta trayectoria forma una espiral por lo que es una maniobra un poco mas compleja que realizar Hover en la cual solo se encuentra flotando en un punto fijo. El sistema soporto una velocidad del viento de 0-7.4m/s.

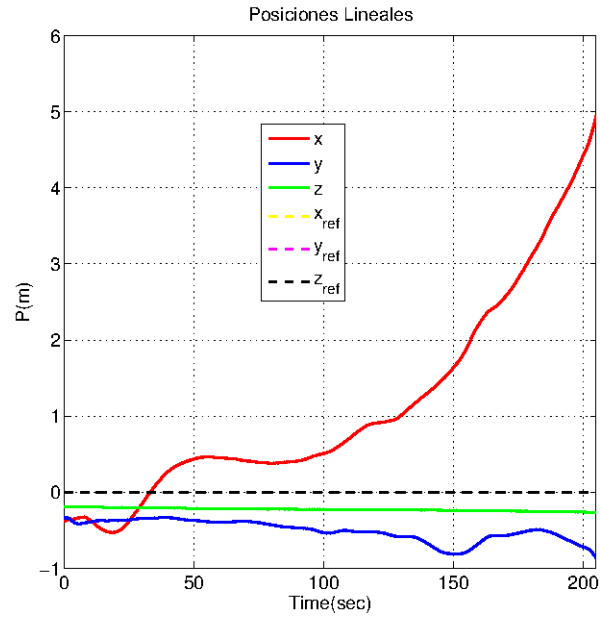


Figura 4.7: Vuelo Virtual Maniobra Hover en condiciones de viento Posiciones Lineales

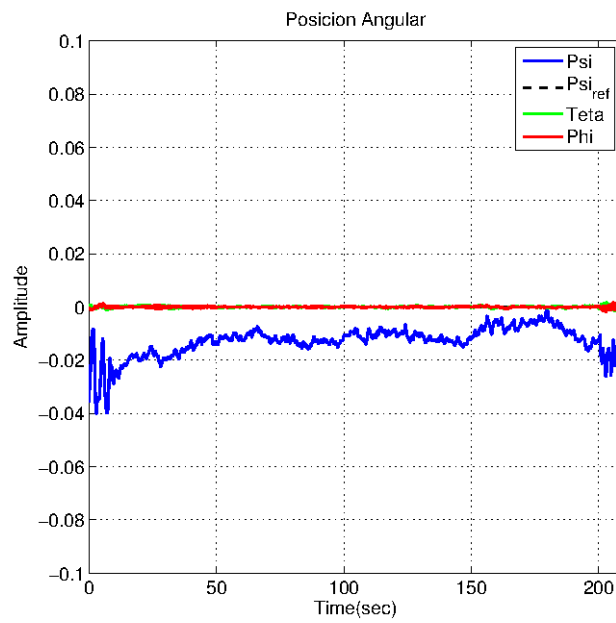
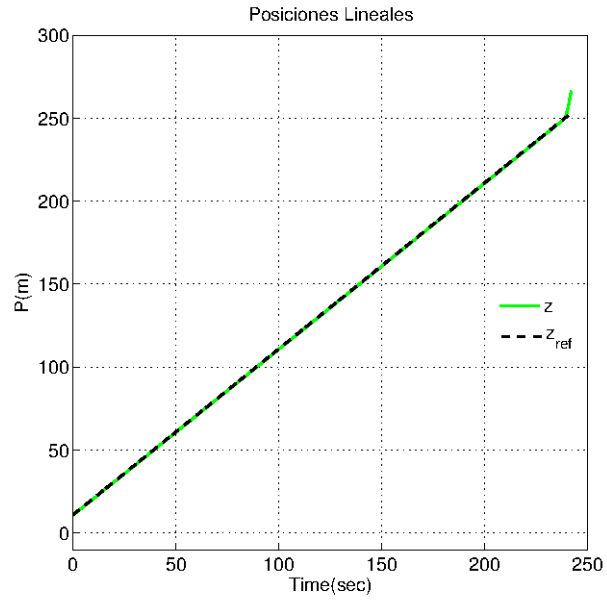
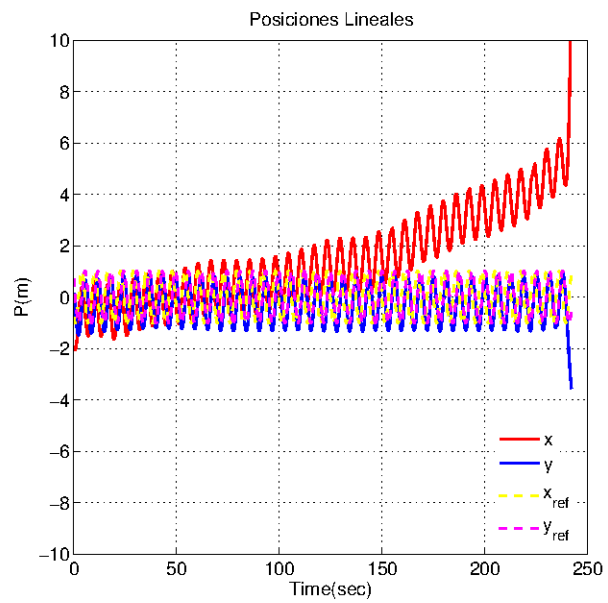


Figura 4.8: Vuelo Virtual Maniobra Hover en condiciones de Viento Posiciones Angulares

Figura 4.9: Posición en  $z$  del Vehículo Quad-rotorFigura 4.10: Posiciones  $x$  y  $y$  del Vehículo Quad-rotor

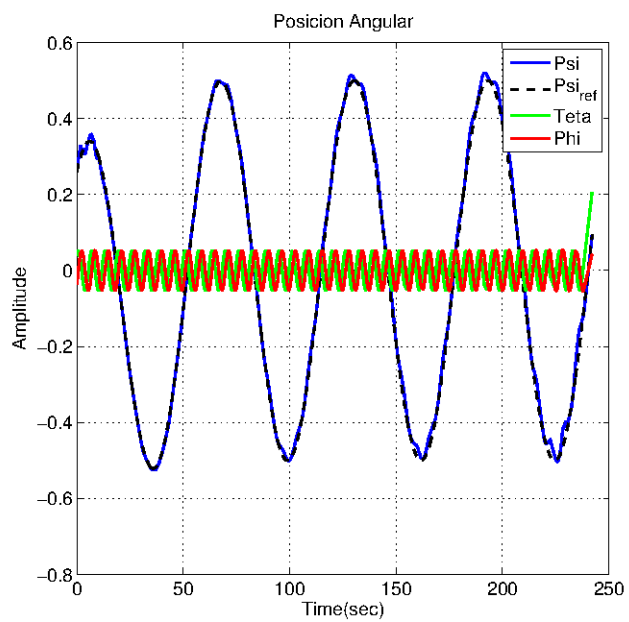


Figura 4.11: Orientación del Vehículo Quad-rotor

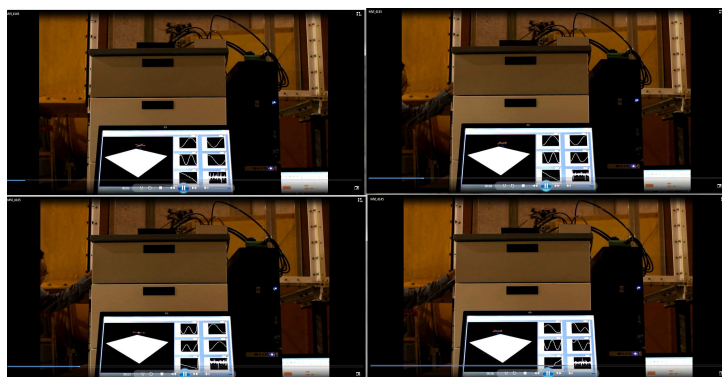


Figura 4.12: Vuelo Virtual en Línea de un Quad-rotor

Para ver poder ver la animación se puede ir a la pagina HIL Quad-rotor. En la figura 4.12 se muestra algunas fotos del la realización del vuelo virtual del vehículo tipo Quad-rotor en la cual el Quad-rotor se encuentra realizando la trayectoria de una espiral en un túnel de viento el cual tiene una velocidad del viento de 4m/s y este vehículo es perturbado por un objeto externo desconocido en la figura 4.12 se puede ver como responde a ser perturbado el sistema el cual tiene la capacidad de seguir realizando la maniobra comandada.

## CAPÍTULO 5

# CONCLUSIONES

---

En este trabajo se caracterizó el sistema de propulsión completo de un vehículo quad-rotor típico. Esta caracterización se realizó utilizando un banco de pruebas estático equipado con distintos sensores de fuerza. También se realizó un estudio de vibraciones para poder caracterizar los modos de vibración del banco de pruebas así como las vibraciones inducidas por los motores.

Se mostró que el modelo tradicional simplificado de un quad-rotor captura de manera general las características de propulsión de sistema, aunque existen fenómenos adicionales que no son considerados por este modelo. También se realizó una simulación del tipo HIL para verificar el funcionamiento de la matriz caracterizada en conjunto con el modelo Cuasi-Lineal obtenido en [41], el cual permite el diseño de controladores simples para tareas comunes de los vehículos tipo Quad-rotor. Los experimentos mostraron que las diferencias principales son:

- Las vibraciones en los sistemas de propulsión están fuera del ancho de banda relevante del vehículo. Sin embargo, se debe tener cuidado en el diseño del sistema de control tal que se tenga un alto rechazo a perturbaciones en la banda de vibración, para este caso 80Hz-180Hz.
- La dinámica no modelada que está en el rango relevante de ancho de banda. La razón de estos efectos puede ser de naturaleza aerodinámica, dinámica del

controlador del motor y mala alineación.

- La carencia de los grados de libertad en el modelo del sistema de propulsión. Esto puede ser debido a diferencias en el mecanismo hélice-motor. En este caso se asume que todos los motores y hélices son exactamente iguales pero no lo son para este caso.
- El comportamiento del Quad-rotor en un ambiente controlado demuestra que el modelo Cuasi-lineal representa de buena manera al Quad-rotor real, permitiendo así un vuelo estable y rechazo a perturbaciones de viento de hasta 7.4 m/s.

El procedimiento presentado puede ser aplicado a otros sistemas de propulsión complejos, lo que permitirá refinar las especificaciones del sistema de control y análisis dinámico. Esto se traducirá en una mejora en las características de rechazo a perturbaciones y el seguimiento de trayectorias en distintas configuraciones de propulsión.

## 5.1 TRABAJO FUTURO

Una vez que se haya terminado la construcción del banco, la siguiente etapa consistirá en la validación de algunos modelos comunes y bien conocidos de elementos de propulsión, tales como helicópteros convencionales a escala. Esto servirá para validar las mediciones y capacidades del banco. En un principio se piensa comparar algunos de los sistemas más comunes como los cuatri-rotores con variaciones de estos mismos, como los cuatri-rotores de tipo “tilting” [38, 16].

## APÉNDICE A

# APÉNDICES

---

### A.1 CONFIGURACIONES DE PINES dSPACE®

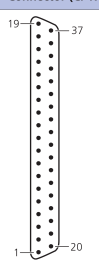
Connector (CP17)	Pin	Signal	Pin	Signal
	19	GND	37	VCC (+5 V)
	18	GND	36	VCC (+5 V)
	17	GND	35	GND
	16	GND	34	GND
	15	IO19	33	IO18
	14	IO17	32	IO16
	13	GND	31	GND
	12	IO15	30	IO14
	11	IO13	29	IO12
	10	GND	28	GND
	9	IO11	27	IO10
	8	IO9	26	IO8
	7	GND	25	GND
	6	IO7	24	IO6
	5	IO5	23	IO4
	4	GND	22	GND
	3	IO3	21	IO2
	2	IO1	20	IO0
	1	GND		

Figura A.1: Configuración de pines Entrada y Salida Digital dSpace®CP1104



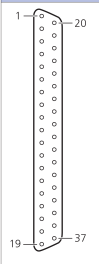
Connector (CP18)	Pin	Signal	Pin	Signal
	1	GND	20	GND
	2	SCAP1	21	SCAP2
	3	SCAP3	22	SCAP4
	4	GND	23	ST1PWM
	5	ST2PWM	24	ST3PWM
	6	GND	25	GND
	7	SPWM1	26	SPWM2
	8	SPWM3	27	SPWM4
	9	SPWM5	28	SPWM6
	10	SPWM7	29	SPWM8
	11	SPWM9	30	GND
	12	GND	31	GND
	13	GND	32	GND
	14	GND	33	GND
	15	GND	34	SSOMI
	16	SSIMO	35	SSTE
	17	SCLK	36	GND
	18	VCC (+5 V)	37	GND
	19	VCC (+5 V)		

Figura A.2: Configuración de pines DSP PWM dSpace®CP1104


Connector (CP22)	Pin	Signal	Pin	Signal
	5	GND	9	CTS
	4	RXD	8	CTS
	3	RXD	7	RTS
	2	TXD	6	RTS
	1	TXD		

Figura A.3: Configuración de pines Serial dSpace®CP1104

## A.2 CONFIGURACIONES DE PINES ATI®

Las siguientes características se pueden obtener del manual del los fabricantes.

PIN	SIGNAL	DESCRIPTION
1	+ Input bit 0	Input lines are read as a nybble indicating which monitor condition(s) should be scanned. The Input lines are only read when the Monitor line is toggled from low to high.
14	- Input bit 0	
2	+ Input bit 1	
15	- Input bit 1	
3	+ Input bit 2	
16	- Input bit 2	
4	+ Input bit 3	
17	- Input bit 3	
5	+ Output bit 0	Output lines represent a nybble, indicating which monitor condition(s) have been triggered. The Output lines are only valid when the Status line is high.
18	- Output bit 0	
6	+ Output bit 1	
19	- Output bit 1	
7	+ Output bit 2	
20	- Output bit 2	
8	+ Output bit 3	
21	- Output bit 3	
9	+ Monitor	Indicates that Input lines are set up and starts monitor condition scanning.
22	- Monitor	
10	+ Status	Indicates that Output lines are set up and monitor condition(s) have been triggered.
23	- Status	
11	+ Bias	When a rising edge (transition from low to high) occurs a bias command is executed.
24	- Bias	
12	+ Health	Error line. Line is high normally and goes low if an error occurs. Works the opposite of Health LED.
25	- Health	
13	Reserved	

12345678910111213

●●●●●●●●●●●●●

141516171819202122232425

●●●●●●●●●●●●●

Figura A.4: Configuración de Pines Entradas y Salidas Digitales ATI®F/T  
Controller

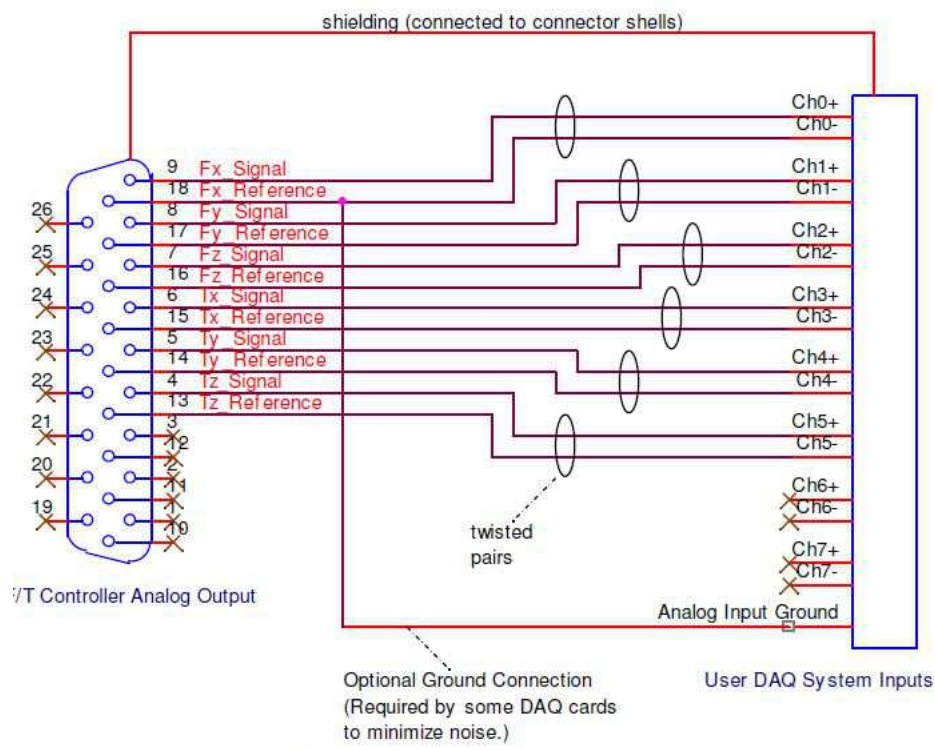


Figura A.5: Configuración de Pines Salidas Análogas ATI®F/T Controller

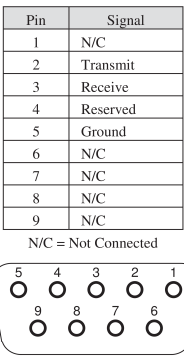


Figura A.6: Configuración de puerto Serial ATI®F/T Controller

### A.3 PROGRAMACIONES MATLAB®

```
% Programa para Graficar datos del HIL
% Jose Roberto Covarrubias Fabela
% Universidad Autonoma Nuevo Leon
% Centro de Investigacion en Ingenieria Aeronautica

% Define Ubicacion de Carpetas de Experimentos
ubi=addpath(' ');

% Carga Datos de Experimento
nma='expdata002';load(nma);
% Numero de Carpeta de pruebas HIL
prueba=2;

% Experimento de Offset para pruebas en lazo abierto
% nof='expdata061';load(nof);

% Evaluacion de expermentos
nma_data=eval(nma);
%nof_data=eval(nof);

% Grafica Maniobra Deseada
[X,Y,Z,Psi,Phi,Tet,time2,time]=
plotmaniobrashil(nma_data,'torque',10,prueba);
```

```

% Obtencion de Transformadas de Fourier
% Jose Roberto Covarrubias Fabela
%UANL CIHA

function [F,t,YF_mag,x_t] = FFT(Ts,t,S)
% Declarar periodo de Muestreo
% Datos de Analisis
% Ts = Tiempo de Muestreo ".0001(en mi caso)";
% S=Senal a Analizar
% t=Tiempo de Simulacion espesifica
% largo en L dependiendo el exp time1 o time
Fs = 1/Ts;
L=length(t);
x_t = S-mean(S);
YF = fft(x_t)/L; % Funcion del Tiempo
YF_mag = fftshift(abs(YF)); % Magnitud
% YF_pha = unwrap(angle(YF)); % Fase
F = linspace(-Fs/2, Fs/2, length(YF));
figure(5); stairs(t,x_t,'b','LineWidth',.5);
xlabel('time_');
ylabel('Amplitude');
title('Signal'); grid on;
figure(6); plot(F,YF_mag,'LineWidth',.5);
xlabel('Frecuency');
ylabel('Amplitude');
title('FFT'); grid on;
% figure(3); plot(F,YF_pha,'LineWidth',3);
xlabel('Frecuency');
ylabel('Phase'); grid on
end

```

```

% Obtencion de parametros Matriz de Propulsion
% Jose Roberto Covarrubuias Fabela
% UANL CIIA

function [kf, kt, km, kf1, kt1, km1, Fzm, Mpm, Mqm, Mrm, P] =
param(Fz_m, TpTq, Tr_m, U_t, U_p, U_r, U_y, Modelado, ExpEnfoque)

if strcmp(Modelado, '+') == 1
% Variables Modeladas Apartir de Datos Reales "Modelo +"
% Resolver LSM Para kf
N_f = -(U_t(1,:))'-(U_t(2,:))'-(U_t(3,:))'-(U_t(4,:))'; %Fzm Trust

N_tp = -(U_r(2,:))'+(U_r(4,:))'; %Mpm Roll
N_tq = (U_p(1,:))'-(U_p(3,:))'; %Mqm Pitch
N = cat(1,N_tp,N_tq); %Concatena Us de p con Us de q

N_m = -(U_y(1,:))'+(U_y(2,:))'-(U_y(3,:))'+(U_y(4,:))'; %Mrm Yaw

% Resolver LSM Para kf
kf = (N_f'*N_f)\(N_f'*Fz_m);
kf1 = N_f\Fzb_mt; % Resuelve LSM Utilizando comando \
% Resolver LSM Para kt
kt = (N'*N)\(N'*TpTq);
kt1 = N\TpTq; % Resuelve LSM Utilizando comando \
% Resolver LSM Para km
km = (N_m'*N_m)\(N_m'*Tr_m);
km1 = N_m\Tr_my; % Resuelve LSM Utilizando comando \
%Experimento Enfoque
U1=eval([ 'U1_ ' ExpEnfoque]);
U2=eval([ 'U2_ ' ExpEnfoque]);
U3=eval([ 'U3_ ' ExpEnfoque]);
U4=eval([ 'U4_ ' ExpEnfoque]);

P=[-kf -kf -kf -kf;
    0 -kt 0 kt;
    kt 0 -kt 0;

```

```

    -km km -km km];

    %Variables generadas por parametros de propulsion
    Fzm = -kf.*U1-kf.*U2-kf.*U3-kf.*U4;
    Mpm = -kt.*U2 + kt.*U4; %Momento alrededor del eje p roll
    Mqn = kt.*U1 - kt.*U3; %Momento alrededor del eje q pitch
    Mmn = -km.*U1+km.*U2-km.*U3+km.*U4; %Momento alrededor del eje r yaw

    elseif strcmp(Modelado,'X') == 1
    %Variables Modeladas Apartir de Datos Reales "Modelo X"

    N_kfn = -(U_t(1,:))'-(U_t(2,:))'-(U_t(3,:))'-(U_t(4,:))'; %PWM trust
    N_kt1n = (U_r(1,:))'-(U_r(2,:))'-(U_r(3,:))'+(U_r(4,:))'; %PWM roll
    N_kt2n = (U_p(1,:))'+(U_p(2,:))'-(U_p(3,:))'-(U_p(4,:))'; %PWM pitch
    N_ktn = cat(1,N_kt1n,N_kt2n); %Concatenacion de Roll-Pitch
    N_kmn = -(U_y(1,:))'+(U_y(2,:))'-(U_y(3,:))'+(U_y(4,:))'; %PWM yaw
    % Resolver LSM para kfn
    kf = (N_kfn'*N_kfn)\(N_kfn'*Fz_m);
    kf1 = N_kfn\Fz_m; %Resuelve LSM Utilizando comando \
    % Resolver LSM para ktn

    % ktn1 = (N_kt1n'*N_kt1n)\(N_kt1n'*Tp_mr);
    %Resuelve LSM Utilizando comando \
    % kt1n = N_kt1n\Tp_mr;
    % ktn2 = (N_kt2n'*N_kt2n)\(N_kt2n'*Tq_mp);
    %Resuelve LSM Utilizando comando \
    % kt2n = N_kt2n\Tq_mp;

    kt = (N_ktn'*N_ktn)\(N_ktn'*TpTq);
    kt1=N_ktn\TpTq; %Resuelve LSM Utilizando comando \

    % Resolver LSM para kmn
    km = (N_kmn'*N_kmn)\(N_kmn'*Tr_m);
    % Resuelve LSM Utilizando comando \
    km1 = N_kmn\Tr_m;

```

```
P=[-kf -kf -kf -kf;
    +kt -kt -kt +kt;
    +kt +kt -kt -kt;
    -km km -km km];
```

```
% Experimento Enfoque
```

```
% Definir Indice de Modulacion a Analizar
```

```
U=eval([ 'U_' ExpEnfoque]);
```

```
PU = P*U;
```

```
% Variables generadas por parametros de propulsion
```

```
Fzm = PU(1,:);
```

```
Mpm = PU(2,:);
```

```
Mqm = PU(3,:);
```

```
Mmm = PU(4,:);
```

```
end
```

```
%Procesa Datos Crudos de Experimentos
```

```
% Jose Roberto Covarrubias Fabela
```

```
%UANL CIIA
```

```
function [time_FT,Fxb_m,Fyb_m,Fzb_m,Tp_m,Tq_m,Tr_m,
time_PWM,U1,U2,U3,U4,fxb_a,fyb_a,fzb_a,tp_a,tq_a,tr_a,D] =
    rawmanuver(time1,d1,d2,d3,d4,d5,d6,time2,d7,d8,d9,d10,
    caracter,offset_fx,offset_fy,offset_fz,offset_tp,offset_tq,offset_tr)
% Datos de la Maniobra de Trust Fuerza Momentos e Indices de Modulacion
% Crudos
time_FT = time1;
fxb_t = d1;
fyb_t = d2;
fzb_t = d3;
tp_t = d4;
tq_t = d5;
tr_t = d6;
time_PWM=time2;
u1=d7;
```



```

u2=d8;
u3=d9;
u4=d10;
% Funcion de Filtrado
[fx,fy,fz,tp,tq,tr]=filtropb(fxb_t,fyb_t,fzb_t,tp_t,tq_t,tr_t,30,0.0001);
% Datos Filtrados
Fxb_to = fx;
Fyb_to = fy;
Fzb_to = fz;
Tp_to = tp;
Tq_to = tq;
Tr_to = tr;
% Ajuste de Offset para este punto ya debio a ver corrido la funcion de
% offset
fxb_a=Fxb_to-offset_fx;
fyb_a=Fyb_to-offset_fy;
fzb_a=Fzb_to-offset_fz;
tp_a=Tp_to-offset_tp;
tq_a=Tq_to-offset_tq;
tr_a=Tr_to-offset_tr;

% Ajuste de Arrastre
% Obtencion de Drag Trust Solo si la prueba es en un tunel de viento en
% cualquier otro caso es 0
    if strcmp(caracter,'tunel')==1
        Fxb_Dt = mean(fxb_a(1:find(time_FT>0.5)));
        Fyb_Dt = mean(fyb_a(1:find(time_FT>0.5)));
        Fzb_Dt = mean(fzb_a(1:find(time_FT>0.5)));
        Tp_Dt = mean(tp_a(1:find(time_FT>0.5)));
        Tq_Dt = mean(tq_a(1:find(time_FT>0.5)));
        Tr_Dt = mean(tr_a(1:find(time_FT>0.5)));
        %Arrastres Obtenidos de La Maniobra
        D=[Fxb_Dt,Fyb_Dt,Fzb_Dt,Tp_Dt,Tq_Dt,Tr_Dt];
    else
        Fxb_Dt = 0;
        Fyb_Dt = 0;

```

```

    Fzb_Dt =0;
    Tp_Dt = 0;
    Tq_Dt = 0;
    Tr_Dt = 0;
    D=[];
    end
% Datos Para Modelo
    Fxb_m = fxb_a - Fxb_Dt;
    Fyb_m = fyb_a - Fyb_Dt;
    Fzb_m = fzb_a - Fzb_Dt;
    Tp_m = tp_a - Tp_Dt;
    Tq_m = tq_a - Tq_Dt;
    Tr_m = tr_a - Tr_Dt;
% Normalizado de Indices de Modulacion Listos Para su Uso
    fix_u1=(u1-.4902)*1./0.4157;
    fix_u2=(u2-.4902)*1./0.4157;
    fix_u3=(u3-.4902)*1./0.4157;
    fix_u4=(u4-.4902)*1./0.4157;
% Indices de Modulacion Para el Modelo
    U1=fix_u1.^2;
    U2=fix_u2.^2;
    U3=fix_u3.^2;
    U4=fix_u4.^2;
    end

```

---

```

% Jose Roberto Covarrubias Fabela
%UANL CIIA
% Funcion de Filtro
function [fx,fy,fz,tp,tq,tr]=filtropb(fx,fy,fz,tp,tq,tr,frec_cort,ts)
    fc=frec_cort*2*pi; % Ancho de Banda de Flitro Pasa Bajas
    Ts = ts; % Periodo de Muestreo
    filtro_of=tf(fc,[1 fc]);
    % Convierte Filtro Continuo en Digital
    filtroZ_of=c2d(filtro_of*filtro_of*filtro_of,Ts);
    % Tercer Orden Pasa Bajas Digital
    [nfpb_of,dfpb_of]=tfdata(filtroZ_of,'v');

```

```
[fx,~]=dlsim(nfpb_of,dfpb_of,fx);
[fy,~]=dlsim(nfpb_of,dfpb_of,fy);
[fz,~]=dlsim(nfpb_of,dfpb_of,fz);
[tp,~]=dlsim(nfpb_of,dfpb_of,tp);
[tq,~]=dlsim(nfpb_of,dfpb_of,tq);
[tr,~]=dlsim(nfpb_of,dfpb_of,tr);
end
```

```
%Tetrarotor parameters
%Dr. Luis Antonio Amezcua Brooks
%M.C.Mario Francisco Gonzalez Sanchez
%Ing. Jose Roberto Covarrubias Fabela
%CHIA-UANL

% Parametros
g=9.81; %g, m/s^2, Gravity
m=.25; %m, kg, Mass of the Tetrarotor
% Ia, [kgm^2], Ix=Iy=Ia Inercia
Ia=758054.31*((1/1000)*(1/1000)*(1/1000));
% Iz, [kgm^2], Inercia
Iz=1464983.86*((1/1000)*(1/1000)*(1/1000));

Model='X'; % Definir Tipo de Modelo de Propulsion en X o en +
s=tf('s'); % Variable compleja s
%Valor de Parametros Caracterizados para Matriz de Propulsion
kf= 0.44;
kt= 0.03;
km= 0.0047;
% Plantas Quadrotor
Gx=-g/(Ia*s^4);
Gy=g/(Ia*s^4);
Gz=1/(m*s^2);
Gpsi=1/(Iz*s^2);
% Controladores
Cy = 10*(62882*177.8279)*(((s+.7)*(s+.7)*(s+.7))/
((s+300.7)*(s+300.1)*(s+300)));
```

```

Cx = 10*(-62882*177.8279)*(((s+.7)*(s+.7)*(s+.7))/
((s+300.7)*(s+300.1)*(s+300)));
Cz =52.5947*((s+1.3)/(s+130));
Cpsi =(48.4447*49.5450)*((s+3.21)/(s+321));

Ty=minreal((Cy_r*Gy)/(1+Cy_r*Gy));
Sy=minreal(1/(1+Cy_r*Gy));

[npsi,dpsi]=tfdata(Cpsi,'v');
[nz,dz]=tfdata(Cz,'v');
[ny,dy]=tfdata(Cy,'v');
[nx,dx]=tfdata(Cx,'v');
%Lazo Cerrados
Fx=feedback(Gx*Cx,1);
Fy=feedback(Gy*.05*Cy,1);
Fz=feedback(Gz*Cz,1);
Fpsi=feedback(Gpsi*Cpsi,1);

%%%Filtros %%%%%%%%%%
fc=30*2*pi; %Ancho de Banda de Flitro Pasa Bajas
Ts = .0001; %Periodo de Muestreo
filtro_of=tf(fc,[1 fc]);
%Convierte Filtro Continuo en Digital
filtroZ_of=c2d(filtro_of*filtro_of*filtro_of,Ts);
%Tercer Orden Pasa Bajas Digital
[nfpb,dfpb]=tfdata(filtroZ_of,'v');
%Matriz de Propulsion depediendo del model seleccionado
if Model == 'X'
P=[-kf -kf -kf -kf;
    +kt -kt -kt +kt;
    +kt +kt -kt -kt;
    -km km -km km];
elseif Model == '+'
P=[-kf -kf -kf -kf;
    0 -kt 0 +kt;

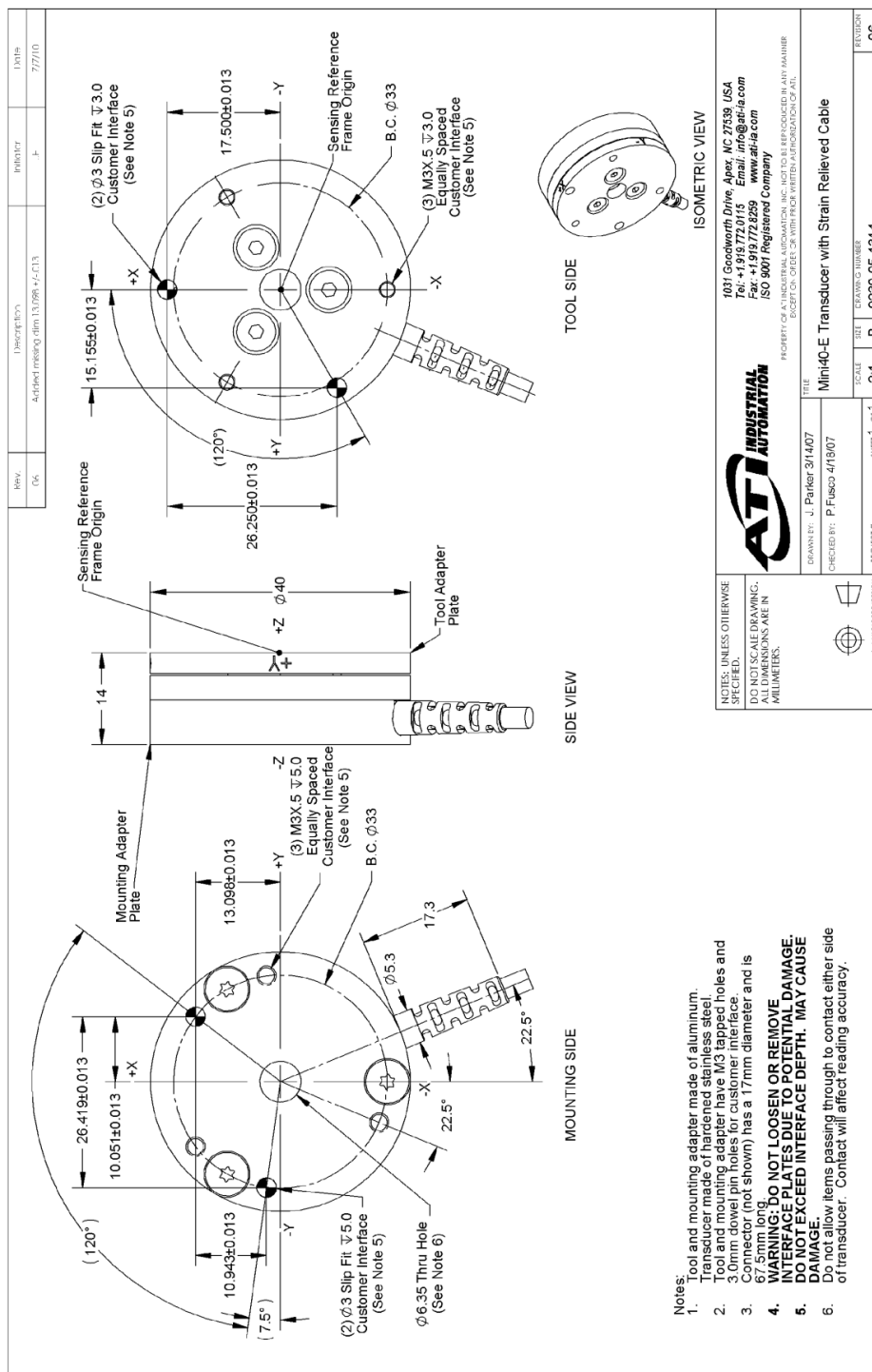
```

```

        +kt 0 -kt 0;
        -km km -km km];
end
INV_P=inv(P); %Matriz Inversa de Propulsion
INVTRANS_P=INV_P';

```

## A.4 CADs DE BANCO DE PRUEBAS



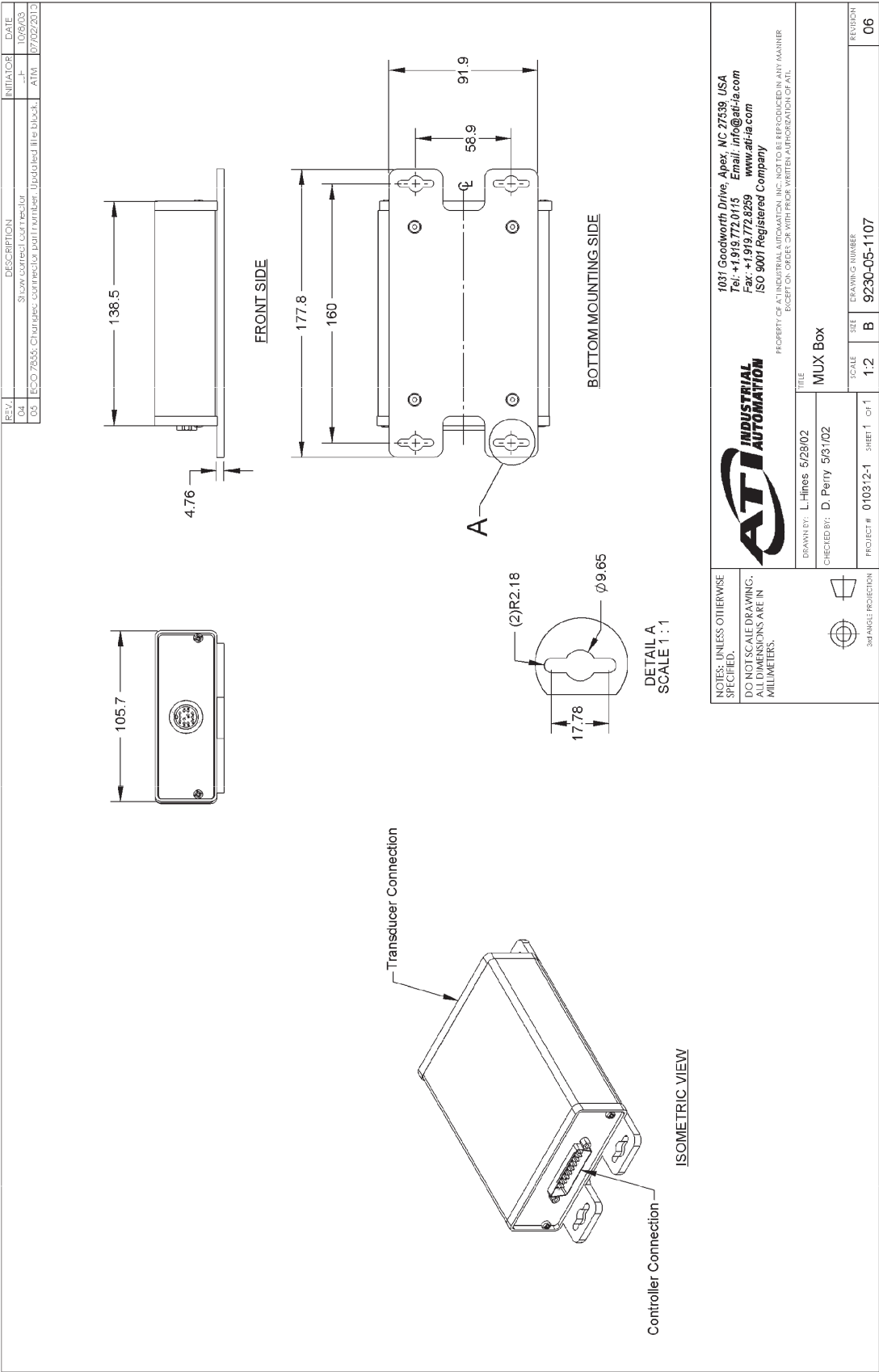


Figura A.8: Muxbox ATI®Mini 40

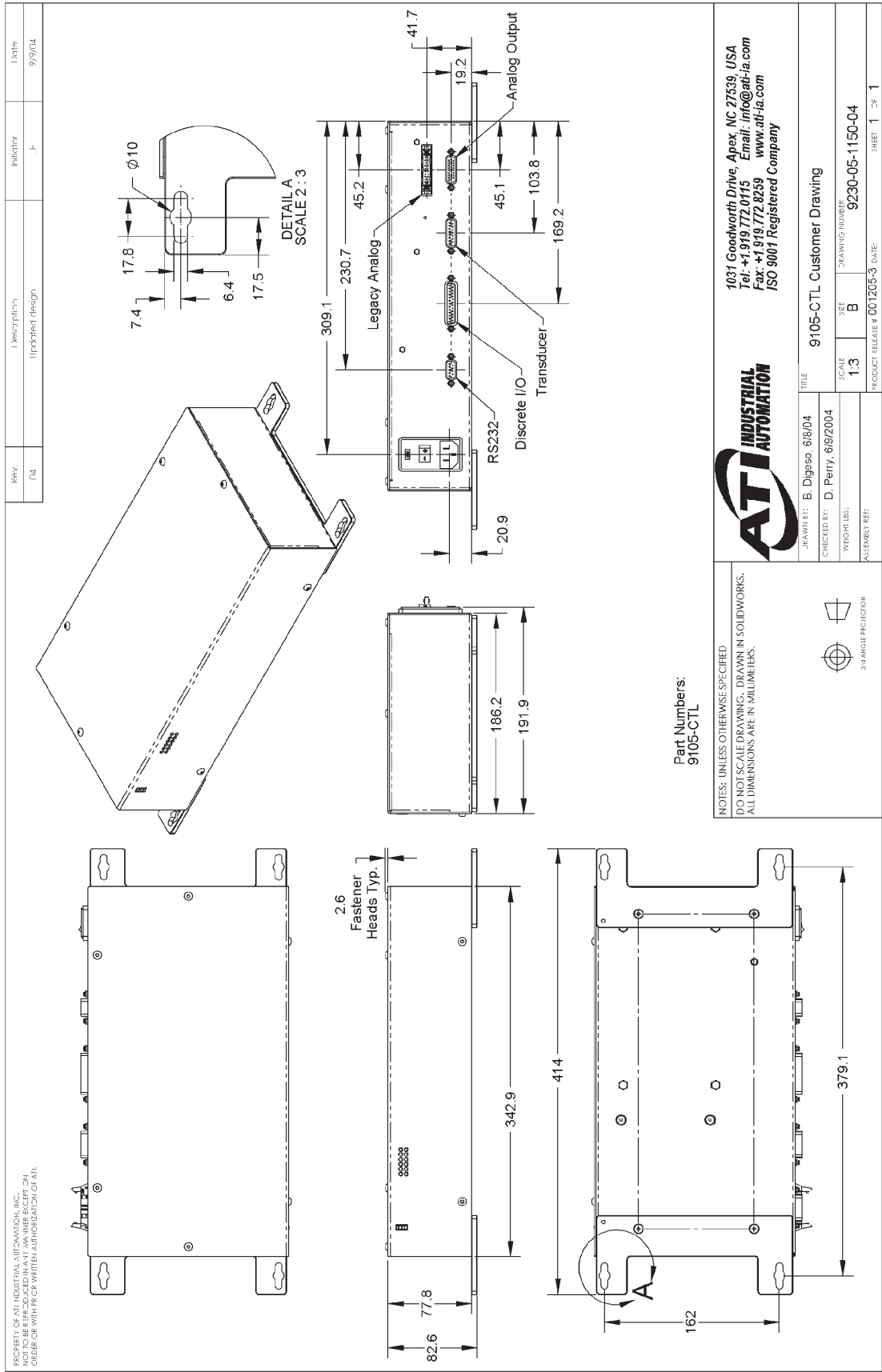


Figura A.9: F/T Controller ATI®Mini 40



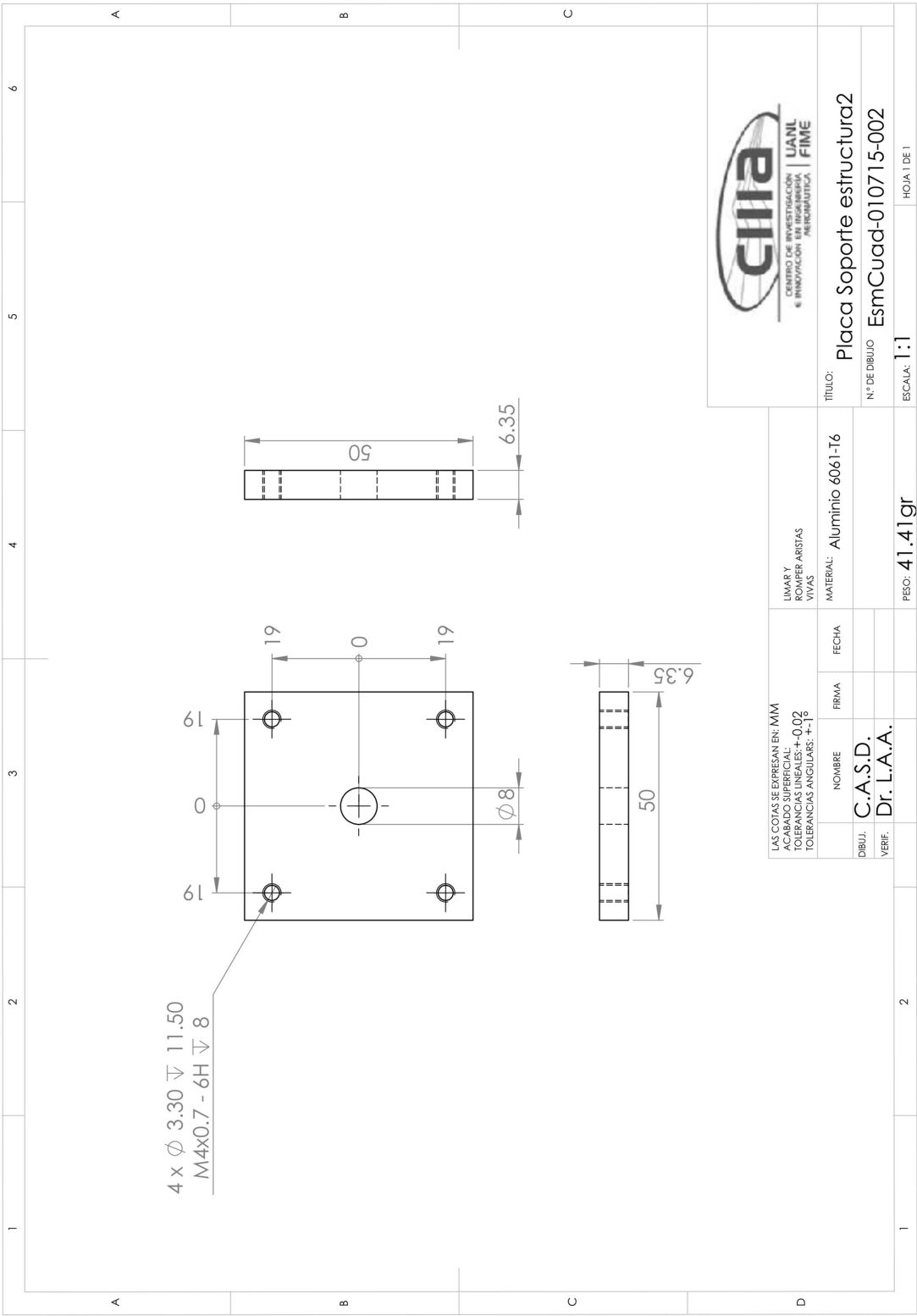


Figura A.10: CAD Sujeción Placa-Estructura.

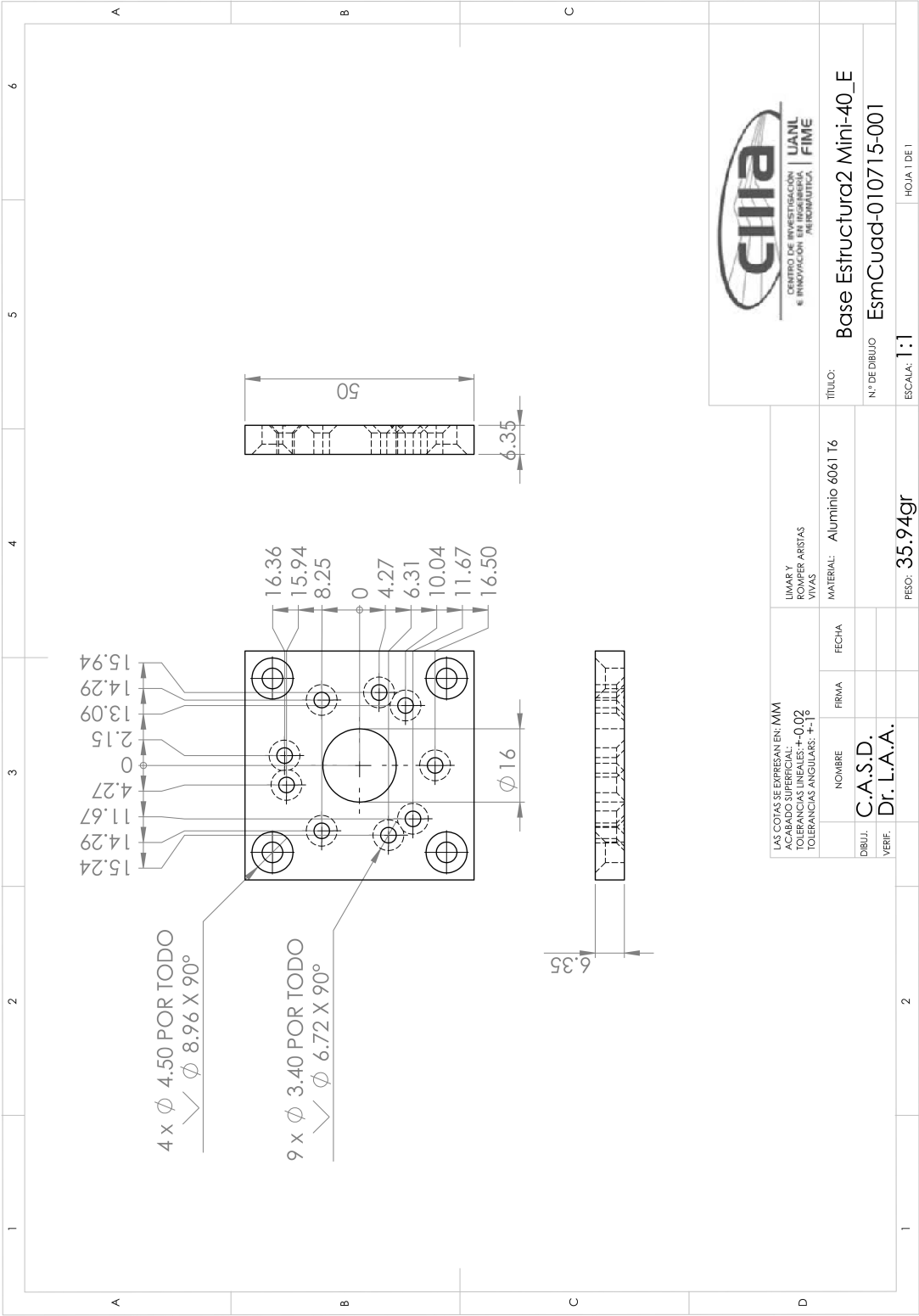


Figura A.11: CAD Base-Transductor.

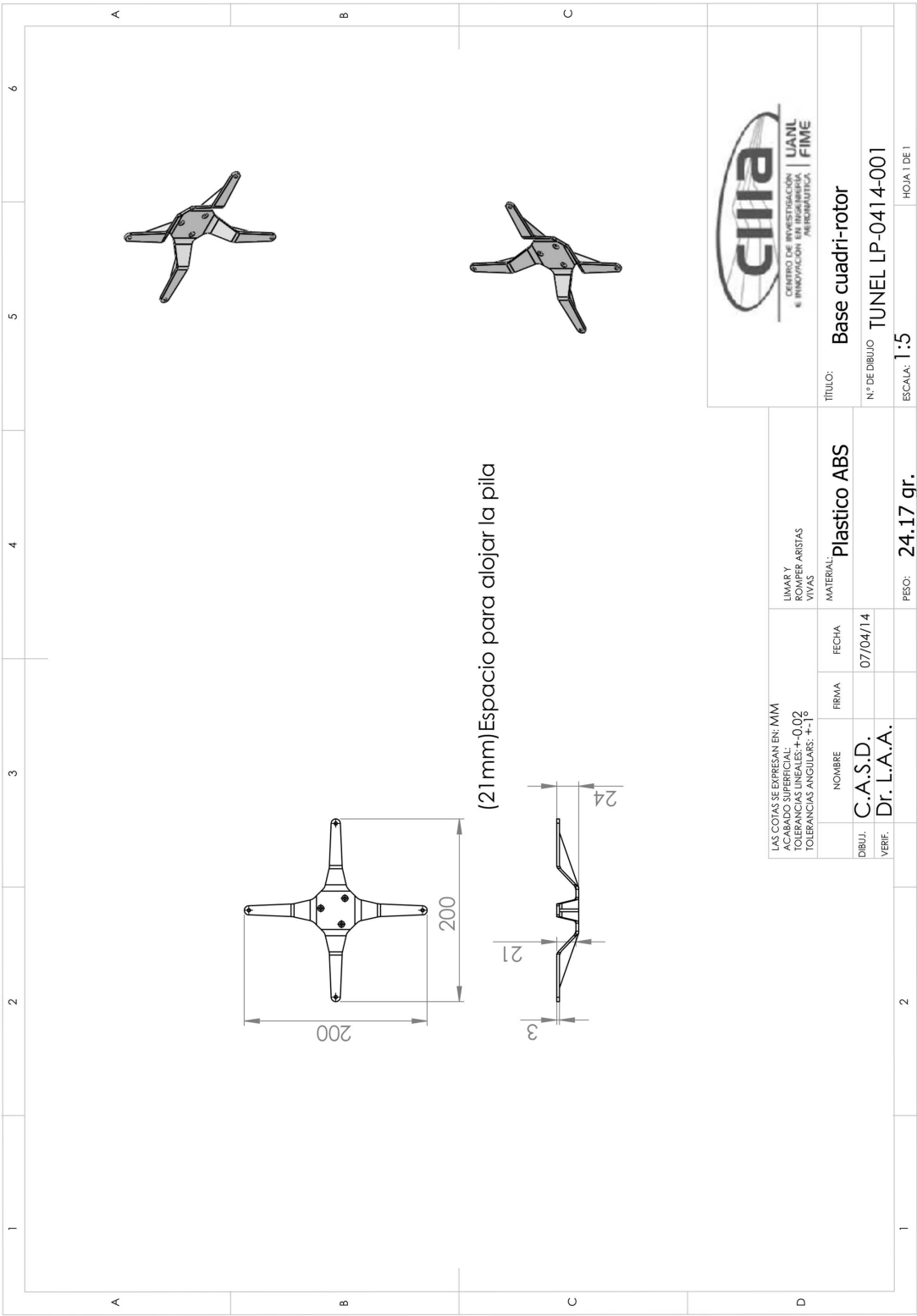


Figura A.12: CAD Base-Vehículo.

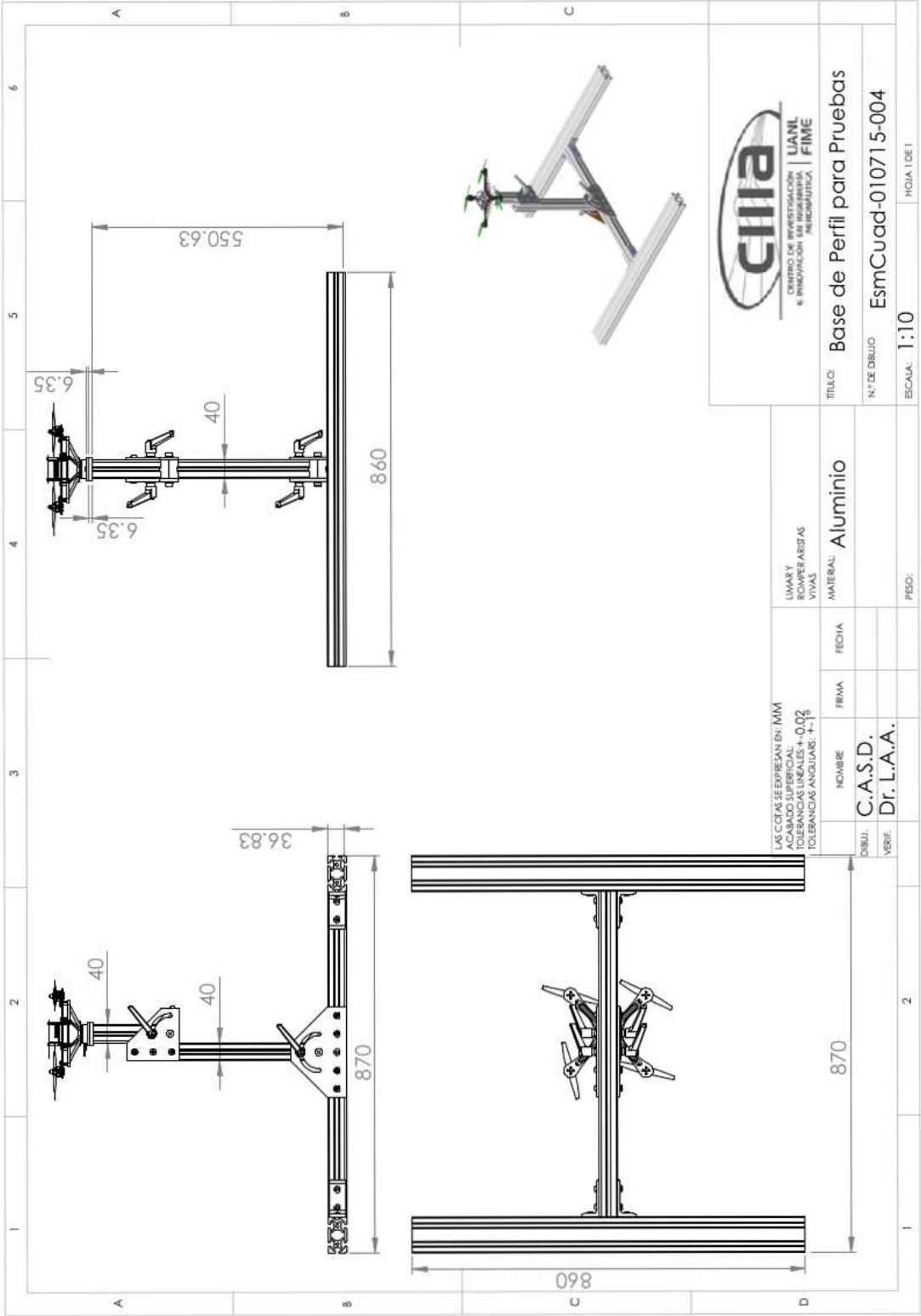


Figura A.13: CAD Banco de Pruebas.

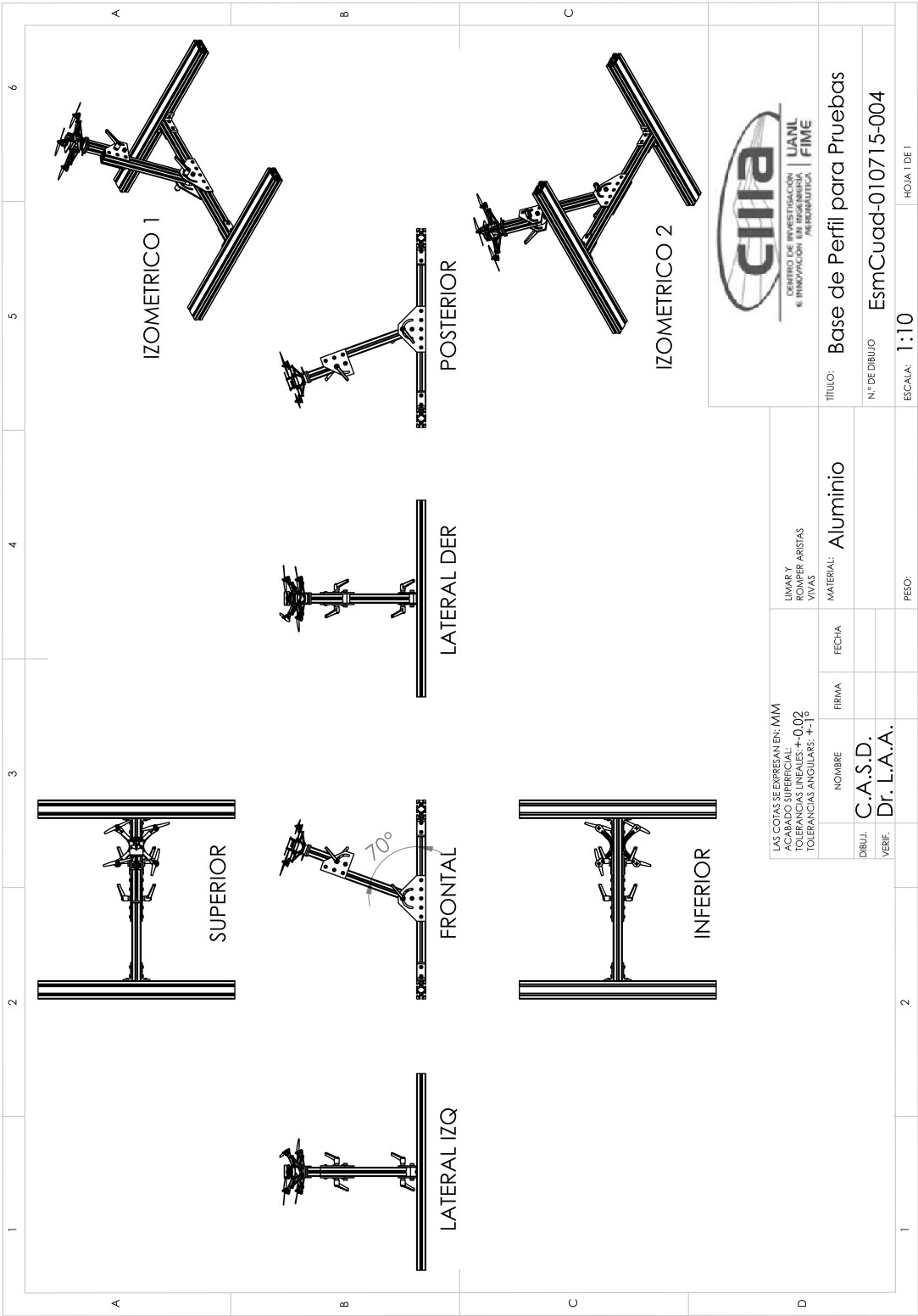


Figura A.14: CAD Banco de Pruebas Vistas.

# BIBLIOGRAFÍA

---

- [1] AUSTIN, R., *UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS: UAVS DESIGN, DEVELOPMENT AND DEPLOYMENT*, Wiley, 2010.
- [2] BARANEK, F., R.; SOLC, «Modeling and control of a hexa-copter», *Carpathian Control Conference (ICCC), 2012 13th International*, **vol.**(no.), págs. pp.19–23.
- [3] BENEDICT M., C. I., GUPTA R., «Design, Development and Flight Testing of a Twin-Rotor Cyclocopter Micro Air Vehicle», *Proceedings of the 67th Annual National Forum of the American Helicopter Society, Virginia Beach, VA*, May 3 - 5, 2011.
- [4] CABECINHAS D., M. L. S. C.-C. R., NALDI R., «Robust Take-Off for a Quadrotor Vehicle», *Robotics, IEEE Transactions*, **vol.28**(no.3), págs. pp.734–742, June 2012.
- [5] CAITLIN POWERS, A. K. B. K.-V. K., DANIEL MELLINGER, «Influence of Aerodynamics and Proximity Effects in Quadrotor Flight», *Proceedings of Australasian Conference on Robotics and Automation*, (88), págs. 289–302, 2013.
- [6] COOK, M. V., *Flight Dynamics Principles*, Elsevier Second Edition, 2007.
- [7] D. SCHAFROTH, S. B. R. S., C. BERMES, «Modeling, system identification and robust control of a coaxial micro helicopter», *Control Engineering Practice*, **Volume 18**(Issue 7), págs. Pages 700–71.

- 
- [8] DOMINIQUE BRIERE, P. T., CHRISTIAN FAVRE, *Electrical Flight Controls, From Airbus A320/330/340 to Future Military Transport Aircraft: A Family of Fault-Tolerant Systems*, The Avionics Handbook, CRC Press, 2001.
- [9] DRIESSENS S., P. P. E. I., «Towards a More Efficient Quadrotor Configuration», *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2013.
- [10] DUC ANH TA, I. L. R., FANTONI, «Modeling and control of a tilt tri-rotor airplane», *American Control Conference (ACC)*, 2012, **vol.**(no.), págs. pp.131–136, 27-29 June 2012.
- [11] EMILIO, M. D. P., *Data Acquisition Systems: From Fundamentals to Applied Design*, Springer, 2013.
- [12] ESCAREO, A. G. O. L. R., J.; SANCHEZ, «Triple tilting rotor mini-UAV: Modeling and embedded control of the attitude», *American Control Conference*, **vol.**(no.), págs. pp.3476–3481.
- [13] ESCHMANN, K. C. K. C. . B.-C., C., «Unmanned Aircraft Systems for Remote Building Inspection and Monitoring.», .
- [14] ESTEREL TECHNOLOGIES, I. F. F.-S., «ULTRA - Unmanned Low-Cost Testing Research Aircraft», , 2015.
- [15] GRZONKA S., B. W., GRISETTI G., «A Fully Autonomous Indoor Quadrotor», *Robotics, IEEE Transactions*, **vol.28**(no.1), págs. pp.90–100, Feb. 2012.
- [16] HANCER, K. S. E. C. E. U. M., C.; ONER, «Robust hovering control of a quad tilt-wing UAV», *IECON 2010 - 36th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society*, **vol.**(no.), págs. pp.1615–1620.
- [17] JOHN PARK, S. M., *Practical Data Acquisition for Instrumentation and Control Systems*, Elsevier, Newnes, 2003.
- [18] KEESMAN, K. J., *System Identification, An Introduction*, Springer, 2011.

- 
- [19] KENZO NONAMI, S. S. W. W. D. N., FARID KENDOUL, *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*, Springer, 2010.
- [20] KÖHLER, C., *Enhancing Embedded Systems Simulation*, Dissertation Technische Universität München, Ute Wrasmann Anita Wilke, 2010.
- [21] KRISHNAN, R., *Permanent Magnet Synchronous and Brushless DC Motor Drives*, CRC Press, 2008.
- [22] L., S., *Basic aerodynamics helicopters.*, BSP Professional Books., 1990.
- [23] LEISHMAN, J. M. T. B. R., R.; MACDONALD, «Relative navigation and control of a hexacopter», *Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on*, vol.(no.), págs. pp.4937–4942.
- [24] M. GONZÁLEZ-SÁNCHEZ, E. L.-C. P. D. C. Z.-R., L. AMÉZQUITA-BROOKS, «Simplifying quadrotor controllers by using simplified design models», *IEEE CDC*, 2013.
- [25] MAHONY R., C. P., KUMAR V., «Multi-rotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor», *Robotics and Automation Magazine*.
- [26] MARK B. TISCHLER, R. K. R., *Aircraft and Rotorcraft System Identification*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [27] METTLER, B., *Identification Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*, Springer Science+Business Media, LLC, 2003.
- [28] MOSES BANGURA, R. M., «Nonlinear Dynamic Modeling for High Performance Control of a Quadrotor», *Proceedings of Australasian Conference on Robotics and Automation*, December 2012.
- [29] NAPOLITANO, M. R., *Aircraft Dynamics: from modeling to simulation*, Wiley, 2012.
- [30] (NASA), T. J., «NASA's Top Model», , 2010.



- 
- [31] OFFICE OF THE SECRETARY OF DEFENSE (ACQUISITION, . L. A. W., TECHNOLOGY, *UAV Roadmap*, Office of the Secretary of Defense, 2002.
- [32] PAPACHRISTOS C., T. A., ALEXIS K., «Towards a high-end unmanned tri-TiltRotor: design, modeling and hover control», *Control and Automation (MED), 20th Mediterranean Conference*, **vol.**(no.), págs. pp.1579–1584, 3-6 July 2012.
- [33] R. W. BEARD, T. W. M., *Small Unmanned Aircraft: theory and practice*, Princeton University Press, 2012.
- [34] RAHARJA, G. K. G. B. Y. K., «Design and implementation of coaxial quadrotor for an autonomous outdoor flight», *Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI), 2011 8th International Conference on*, **vol.**(no.), págs. pp.61–63.
- [35] RATTI, G., J.; VACHTSEVANOS, «High endurance, micro aerial surveillance and reconnaissance robot», *Technologies for Practical Robot Applications (TePRA), 2011 IEEE Conference on*, **vol.**(no.), págs. pp.1–6.
- [36] ROBERTO NALDI, L. M. A. S., LUCA GENTILI, «Design and experimental validation of a nonlinear control law for a ducted-fan miniature aerial vehicle», *Control Engineering Practice*, **Volume 18**(Issue 7), págs. Pages 747–760, July 2010.
- [37] ROLF ISERMANN, M. M., *Identification of Dynamic Systems, An Introduction with Applications*, Springer, 2011.
- [38] RYLL, H. G. P., M.; BULTHOFF, «Modeling and control of a quadrotor UAV with tilting propellers», *Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on*, **vol.**(no.), págs. pp.4606–4613.
- [39] SALAZAR-CRUZ, L. R., S., *Robotics and Automation.*, **vol.**(no.), págs. pp. 2612– 2617, 18-22 April 2005.

- 
- [40] SKOGESTAD, S. Y. I. P., *Multivariable Feedback Control: Analysis and Design*, Wiley Second Edition, 2005.
  - [41] SÁNCHEZ, M. F. G., *Modelado, Análisis y Control de Cuadrrrotores: un Enfoque de Control Clásico*, Tesis,FIME, 2014.
  - [42] STENGEL, R. F., *Flight Dynamics*, Princeton University Press, 2004.
  - [43] VALAVANIS, K. P., *ADVANCES IN UNMANNED AERIAL VEHICLES*, Springer, 2007.

# RESUMEN AUTOBIOGRÁFICO

---

José Roberto Covarrubias Fabela

Candidato para obtener el grado de  
Maestría en Ciencias de la Ingeniería Aeronáutica  
con orientación en Dinámica de Vuelo

Universidad Autónoma de Nuevo León  
Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica

Tesis:

BANCO DE PRUEBAS PARA CARACTERIZACIÓN DE SISTEMAS DE  
PROPULSIÓN EN MINI-VEHÍCULOS AÉREOS

Nací en Guadalupe Nuevo León el día 7 de Junio de 1988 mis padres José Covarrubias Cisneros y Manuela Fabela Velez . Me gradué como Ingeniero en Electrónica y Automatización en la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica en Julio 2013. E trabajado como Ingeniero de Aplicación y Pruebas en el Laboratorio de Manufactura Avanzada de la UANL siendo participe en distintos proyectos con la industria al igual que con la escuela de Mecánica y Eléctrica.